

Abbildung 143: Darstellung der Beiwerte der Vertikalkraft über dem Amplitudenwinkel bei verschiedenen Anströmgeschwindigkeiten. (--) Aufschlag, (—) Abschlag. (o) unterer Umkehrpunkt, (•) maximaler effektiver Anstellwinkel.

Noch deutlicher werden die Auswirkungen bei der Darstellung der C_x -Werte über dem Amplitudenwinkel. Daraus geht klar hervor, dass die Werte bei maximalem effektivem Anstellwinkel ihr Minimum erreichen. Wird der stationäre Anstellwinkel jedoch zu groß, so kommt es an diesem Punkt zu einem plötzlichen, sehr starken Anstieg. Bei einer Reynoldszahl von 26500 und einer Schlagfrequenz von 1.28Hz ist dies erstmals bei $\alpha_0=6^\circ$ der Fall. Im Gegensatz dazu bleibt der Verlauf der Kurven bei $Re=133000$ und $f=1.28\text{Hz}$ über alle Änderungen des stationären Anstellwinkels erhalten. Die C_x -Werte des Abschlages liegen unterhalb derer des Aufschlages, ein Unterschied der mit zunehmendem α_0 deutlicher wird. Maximale C_x -Werte gehen mit dem kleinsten effektiven Anstellwinkel einher, während der maximale α_{eff} den meisten Schub erzeugt. Das Auseinanderdriften der Kurven sowie die zunehmend negative Steigung liegen in der quadratischen Zunahme des induzierten Widerstandes mit steigenden C_L -Werten.

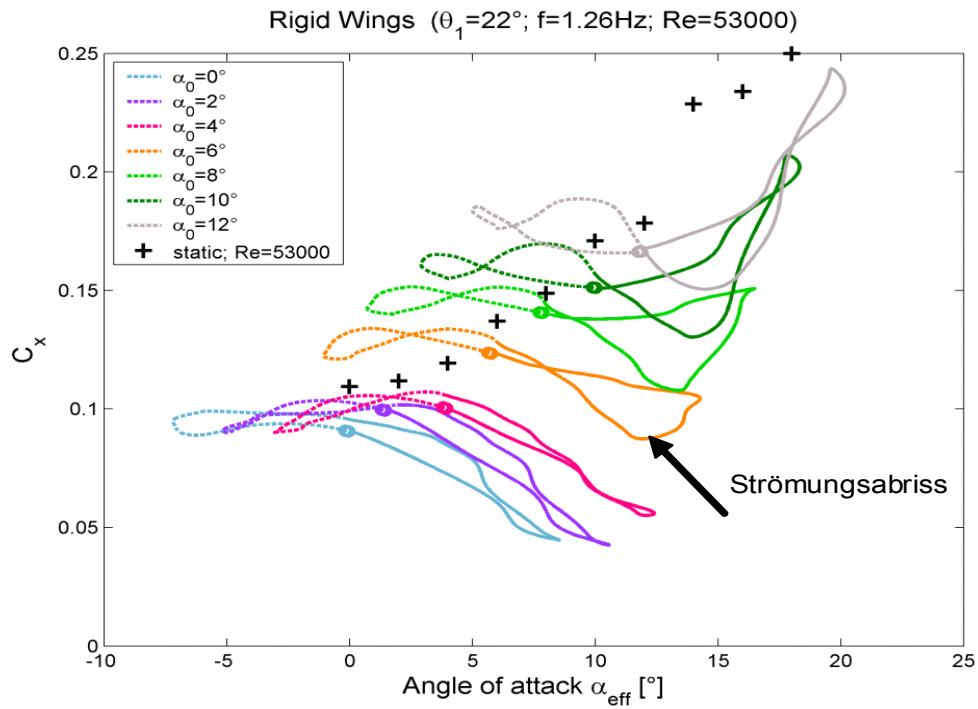


Abbildung 144: Darstellung der Beiwerte der Horizontalkraft über dem effektiven Anstellwinkel bei verschiedenen stationären Anstellwinkeln. (--) Aufschlag, (—) Abschlag. (o) unterer Umkehrpunkt, (●) maximaler effektiver Anstellwinkel.

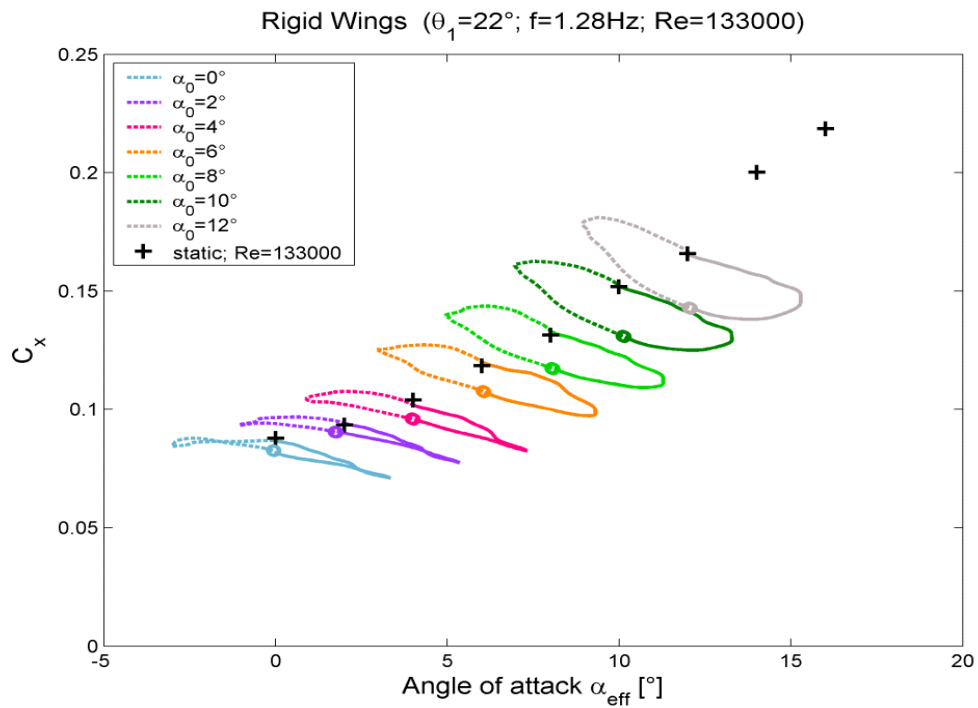


Abbildung 145: Darstellung der Beiwerte der Horizontalkraft über dem effektiven Anstellwinkel bei verschiedenen stationären Anstellwinkeln.. (--) Aufschlag, (—) Abschlag. (o) unterer Umkehrpunkt, (●) maximaler effektiver Anstellwinkel.

Das Nickmoment wird ebenfalls vom Strömungsabriss beeinflusst. Entsprechend den stationären Messungen, nach denen die C_m -Werte mit steigendem Anstellwinkel zunehmen, liegen die Werte des Aufschlages oberhalb derer des Aufschlages. Der Strömungsabriss verursacht jedoch einen sehr plötzlichen Abfall der C_m -Werte, der einen deutlichen Knick in der im anderen Fall kontinuierlich verlaufenden Kurve bildet.

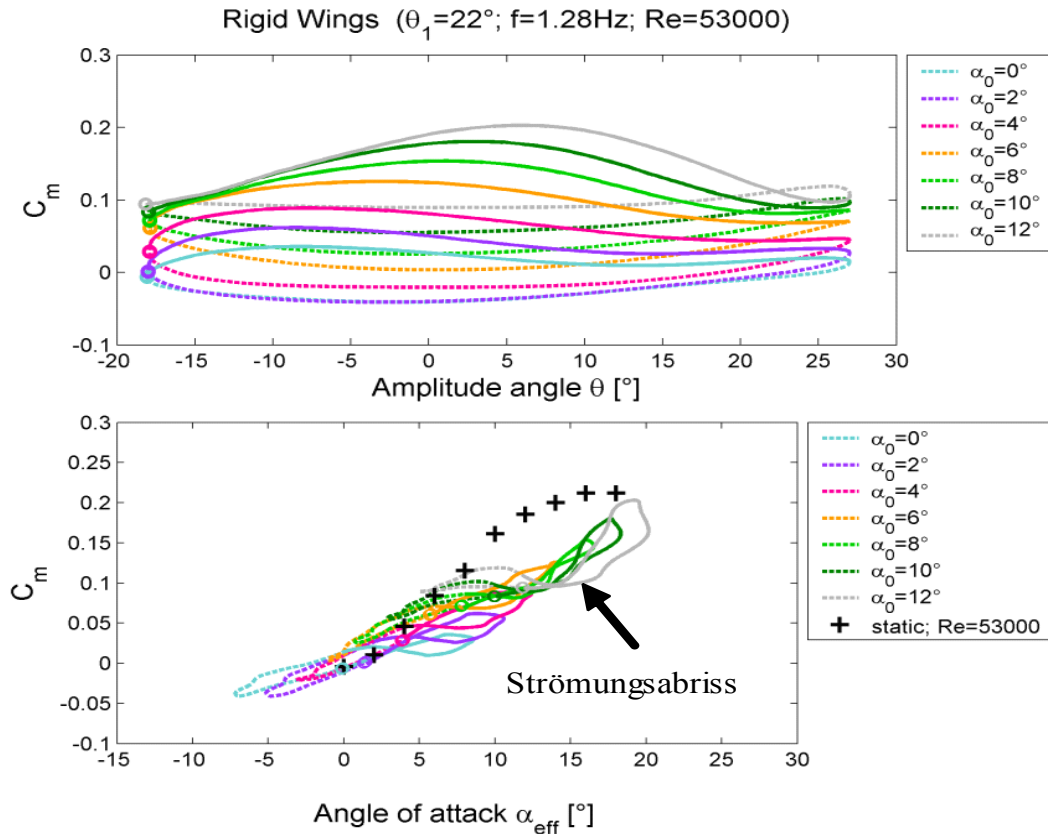


Abbildung 146: Darstellung der Nickmomentenbeiwerte über dem effektiven Anstellwinkel bei verschiedenen stationären Anstellwinkeln. (--) Aufschlag, (—) Abschlag. (o) unterer Umkehrpunkt, (•) maximaler effektiver Anstellwinkel.

In Abbildung 147 und Abbildung 148 sind die C_z -Werte und C_x -Werte bezogen auf den jeweiligen stationären Wert gegeneinander aufgetragen. Hierbei lässt sich auf den ersten Blick erkennen, in welchen Phasen des Flügelschlagzyklus mehr oder weniger Normal- bzw. Horizontalkraft erzeugt wird als am stationär angeströmten Flügel. Abbildung 147 zeigt, dass bei hohen reduzierten Frequenzen und einem α_0 von 2° über den gesamten Flügelschlagzyklus hinweg weniger Rücktrieb erzeugt wird als beim stationär angeströmten Flügel.

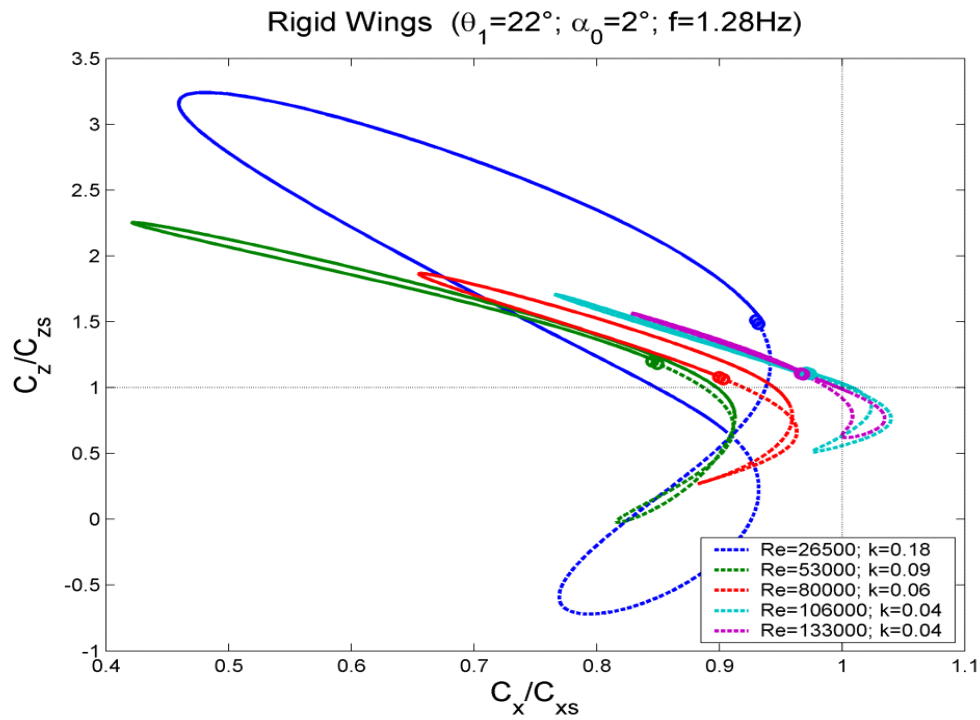


Abbildung 147: Darstellung der Beiwerte der Vertikal- und Horizontalkraft normiert auf die Beiwerte des stationären Anstellwinkels. (---) Aufschlag, (—) Abschlagn. (o) unterer Umkehrpunkt.

Abbildung 148 zeigt hingegen, dass bei einem sehr hohen stationären Anstellwinkel ($\alpha_0=12^\circ$) aufgrund der Strömungsablösung im Abschlagn bei hohen reduzierten Frequenzen zusätzlicher Rücktrieb erzeugt wird.

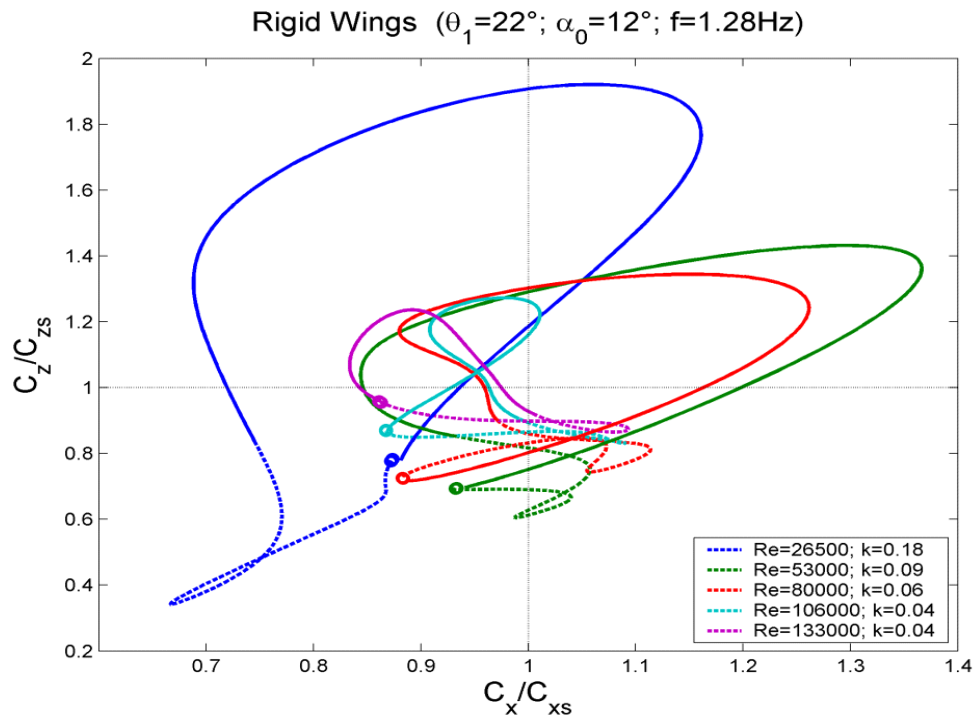


Abbildung 148: Darstellung der Beiwerte der Vertikalkraft über dem Amplitudenwinkel bei verschiedenen Anströmgeschwindigkeiten. (--) Aufschlag, (—) Abschlag. (o) unterer Umkehrpunkt, (•) maximaler effektiver Anstellwinkel.

Der vom Modell erzeugte Widerstand steht in keinerlei Bezug zu dem Widerstand eines tatsächlichen Vogels. Die Angaben in der Literatur zum Widerstandsbeiwert von Vögeln können stark voneinander abweichen und zeigen eine starke Abhängigkeit von Größe und Fluggeschwindigkeit der Tiere. Spezielle Angaben zu Widerstandsbeiwerten im Gänseflug konnten nicht gefunden werden. Allgemein liegen deutlich mehr Erkenntnisse zu kleineren Vögeln vor. Bei Terres (1968) ist für kleine Vögel ein Gesamtwiderstandsbeiwert von 0.02 bezogen auf die Gesamtflügelfläche angegeben. Die Beiwerte großer Vögel werden generell als niedriger angesehen. Bei Azuma (2006) wird der Gesamtwiderstandsbeiwert für Steinadler mit 0.013, der für Albatrosse mit 0.009 angegeben. Der Vergleich dieser Informationen mit den für verschiedene Spezies angegebenen Gleitzahlen führt zu der Einschätzung, dass für den Streckenflug großer Vögel ein Wert zwischen 0.015-0.035 als realistisch angesehen werden kann.

Der Gesamtwiderstandsbeiwert eines Vogels lässt sich in verschiedene Widerstandsanteile aufspalten. Neben dem parasitären Widerstand (C_{DPar}), in welchem Körper, Schnabel, Kopf, Füße und Schwanzblatt enthalten sind, und dem Profilwiderstand (C_{DPro}) spielen der induzierte Widerstand (C_{Di}) und der Interferenzwiderstand ($C_{Dinterf}$) eine bedeutende Rolle. Der induzierte Widerstand kann auf experimentellem Wege bei Vögeln nicht ermittelt werden und ist im Schlagflug

auch theoretisch nicht zu erhalten. Er steht mit dem Auftriebskoeffizienten in folgendem Zusammenhang:

$$C_{Di} = \frac{C_L^2}{\pi \Lambda e} \quad (5.35)$$

Wobei e den Effizienzfaktor des Flügels darstellt, der den Einfluss von morphologischen Parametern wie Flügelfläche, Flügelform und Verwindung widerspiegelt. Selbst wenn die Flügelfläche beim Streckenflug großer Vögel als konstant angenommen werden kann und von einer elliptischen Flügelform ausgegangen wird, so bleibt die Flügelverwindung und ihre Änderung über den Flügelschlagzyklus hinweg ein nicht zu bestimmender Faktor. Die für fixierte Flügel verschiedener Vogelarten berechneten Werte von e erstrecken sich nach Withers (1981) über einen großen Bereich von 0.3 bis 0.8, allerdings wird der Wert oftmals als wesentlich höher angenommen ($e=1.0$ bei Pennycuick 1969; $e=0.9$ bei Tucker 1973). Es bleibt jedoch das Problem, dass der induzierte Widerstand am bewegten Flügel nicht mit ausreichender Zuverlässigkeit bestimmt werden kann. Der Interferenzwiderstand ist am lebenden Vogel ebenfalls nicht zu ermitteln. Eine Positionierung der Flügel an entsprechender Stelle ohne eine kraftschlüssige Verbindung zum Rumpf würde im Fall des Modells eine entsprechende Bestimmung erlauben. Allerdings müssen die Messungen für ausreichend viele Positionen der Flügel über den Flügelschlagzyklus hinweg durchgeführt werden, was aufgrund des großen Messaufwandes innerhalb der vorliegenden Arbeit nicht möglich war.

Ausgiebige Untersuchung zum Beiwert des Körperwiderstandes (C_{DPar}) kleinerer Vögel enthält die Arbeit von Hedenström und Liehti (2001). Die Werte liegen dabei im Mittel bei 0.4 und sind auf die Stirnfläche des Rumpfes bezogen. Beispielhafte Umrechnungen, die den Bezug zur Gesamtflügelfläche herstellen, ergeben Werte um etwa 0.019. Gleichzeitig wird der Profilwiderstand (C_{DPro}) von Pennycuick (1989, 1992) mit 0.014 bzw. 0.0207 angegeben.

Ein Vergleich zwischen den in der Literatur für den Vogelflug angegebenen Widerstandsbeiwerten für C_{DPar} und C_{DPro} mit den für das Modell ermittelten Werten für Körper- und Flügelwiderstand zeigte einen bedeutend höheren Widerstandsbeiwert für den Modellkörper. Der für den Rumpf des Modells berechnete, auf die Flügelfläche bezogene Wert liegt bei $C_{DPar}=0.09$ und ist damit wesentlich höher als der von Hedenström und Liehti (2001) postulierte Wert für große Vögel. Hingegen liegt der von Pennycuick für den Profilwiderstand angegebene Wert ($C_{DPro}=0.014-0.02$) in etwa im Größenordnungsbereich der für die Modellflügel bei $\alpha_0=0^\circ$ zutreffenden Werte für den Flügelwiderstand ($C_{DPro} + C_{Di}$).

Im Folgenden soll nun geprüft werden, ob die über den Flügelschlag hinweg produzierten Vertikal- und Horizontalkräfte zur Kompensation der Gewichtskraft und Widerstandskraft im Vogelflug ausreichend sind. Da der Widerstand des Modells wesentlich höher ist als im Vogelflug, wird über den Flügelschlagzyklus hinweg kein Nettovortrieb erzeugt. Aus diesem Grund sind in Abbildung 149 neben den über den

Flügel Schlagzyklus gemittelten Beiwerten der Horizontalkräfte auch die Änderungen der Beiwerte im Bezug zu den Werten des stationär angeströmten Modells dargestellt, d.h. die Werte der stationären Messung bei dem entsprechenden α_0 um den der Flügel schlägt, werden von den gemittelten Werten subtrahiert. Die Auswirkungen der Strömungsablösung zeigen sich im Anstieg der C_x -Werte, bei großem k und α_0 . Bei kleineren α_0 -Werten wird im Mittel vom bewegten Flügel weniger Rücktrieb erzeugt als vom unbewegten Modell. Allerdings liegen die C_x -Werte etwas unterhalb derer, die zur Überwindung des Widerstandes im Vogelflug notwendig wären. Bei hohen reduzierten Frequenzen nähern sie sich den notwendigen Werten von 0.015-0.035 an.

In Abbildung 150 zeigt sich, dass die Beiwerte der Vertikalkraft maximal 10% von denen der stationären Werte abweichen. Aufgrund der massiven Strömungsablösungen wird bei hohen α_0 -Werten und großem k im Mittel etwas weniger Auftrieb über dem Flügelschlagzyklus hinweg erzeugt als es beim stationär angeströmten Modell der Fall wäre. Allerdings wird der für die Gams erforderliche Auftriebsbeiwert von 0.6-0.7 hier nicht ganz erreicht.

Für den horizontalen Gänseflug bedeuten die Ergebnisse der C_z -Werte und C_x -Werte, dass die Tiere mit einer derart einfachen Kinematik, wie sie das Modell aufweist, mit einer höheren reduzierten Frequenz fliegen müssten als sie das tatsächlich tun, um genügend Nettoauftrieb und Nettovortrieb zu erzeugen. Bei der $Re=26500$ und $k=0.14$ wird über einen weiten α_0 -Bereich eine vorwärts gerichtete Kraft produziert. Grund hierfür könnte die Ausbildung eines stabileren Vorderkantenwirbels sein, der die Auswirkungen des Strömungsabrisses kompensiert. Der Grund für die Stabilisierung kann dabei zum einen in der hohen reduzierten Frequenz liegen, zum anderen im erhöhten Einfluss der lateralen Geschwindigkeitskomponente.

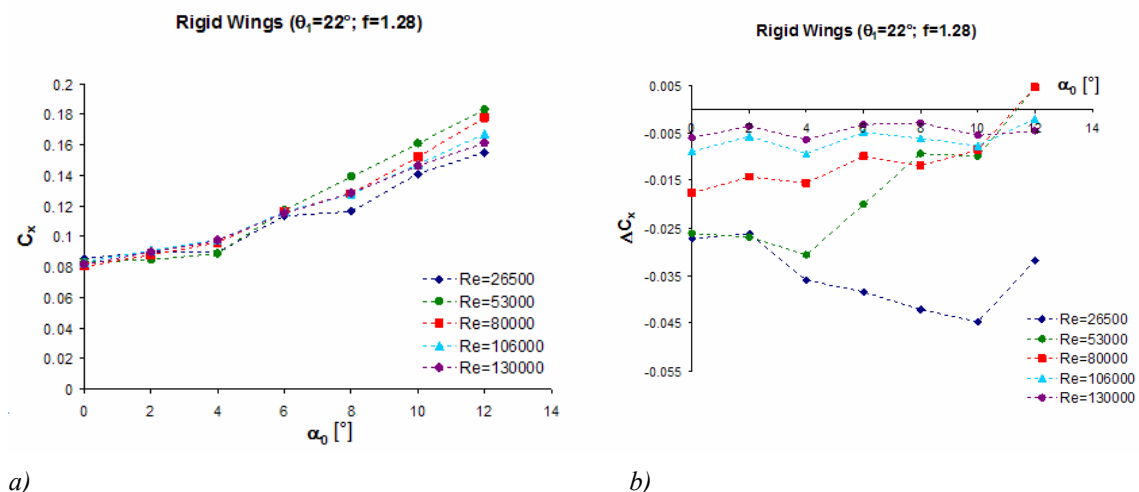


Abbildung 149: C_x -Werte (a) über den Flügelschlagzyklus hinweg gemittelt, (b) Änderung der C_x -Werte über den Flügelschlagzyklus hinweg gemittelt. Die Werte sind aufgetragen über dem stationären Anstellwinkel für verschiedene Reynoldszahlen bei einer Schlagfrequenz von 1.28Hz.

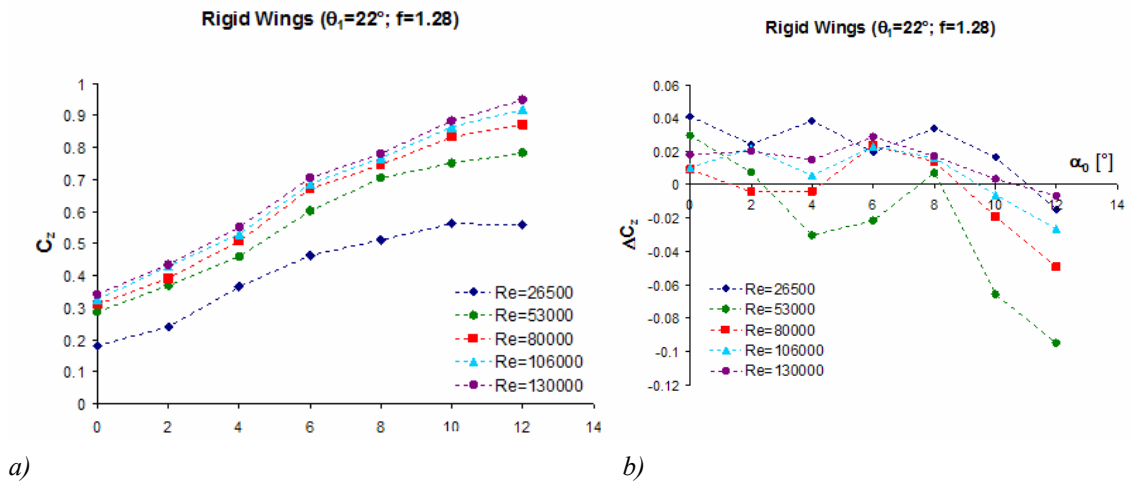


Abbildung 150: C_z -Werte (a) über den Flügelschlagzyklus hinweg gemittelt, (b) Änderung der C_z -Werte über den Flügelschlagzyklus hinweg gemittelt. Die Werte sind aufgetragen über dem stationären Anstellwinkel für verschiedene Reynoldszahlen bei einer Schlagfrequenz von 1.28 Hz.

Abbildung 151 und Abbildung 152 zeigen die C_z -Werte über dem Amplitudenwinkel, die für verschiedene reduzierte Frequenzen nach Multhopp berechnet bzw. mit der Waage gemessen wurden. Die berechneten Werte zeigen aufgrund der konstanten Steigung der Auftriebsbeiwerte und ihrer Reynoldszahlunabhängigkeit zunehmende Unterschiede in Auf- und Abschlag, welche symmetrisch um den $C_{z(\alpha 0)}$ -Wert schwanken.

Der Vergleich von Multhopp und Messung zeigt bei niedrigen reduzierten Frequenzen eine gute Übereinstimmung, wenn vom Einfluss der aerodynamischen Phasenverschiebung abgesehen wird (Abbildung 152). Dies gilt bis zu einer reduzierten Frequenz von 0.09. Aufgrund der mit zunehmendem k einhergehenden sehr kleinen Reynoldszahlen weicht die Kurve der Messungen bei $k=0.18$ dann deutlich von dem mit Multhopp vorhergesagten Verlauf ab. Aus diesem Grund werden im Folgenden die C_z -Werte auf die bei der entsprechenden Reynoldszahl gemessenen $C_{z(\alpha 0)}$ -Werte normiert.

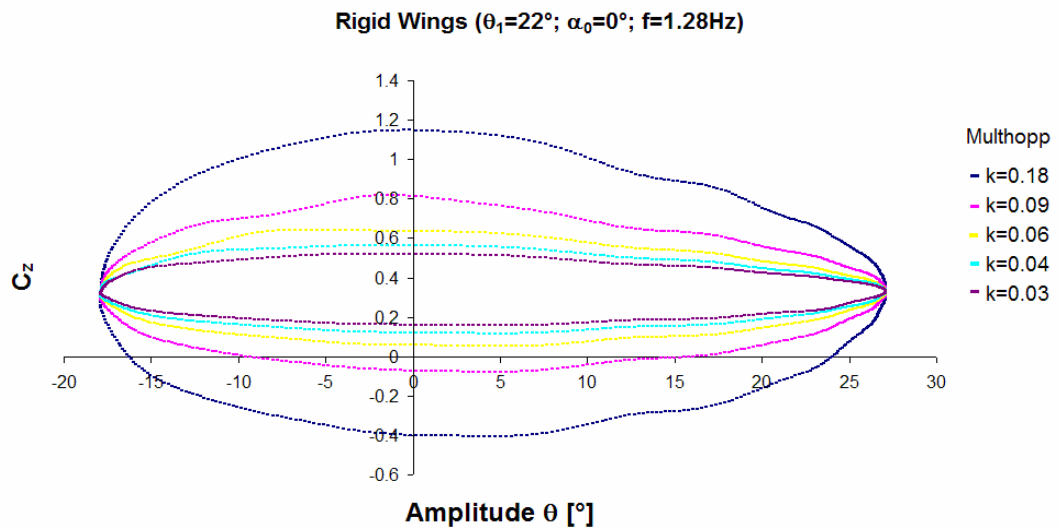


Abbildung 151: Darstellung der auf die $C_{z(\alpha 0)}$ -Werte normierten nach Multihopp berechneten C_z -Werte über der Schlagamplitude. Verglichen werden die Ergebnisse für verschiedene reduzierte Frequenzen.

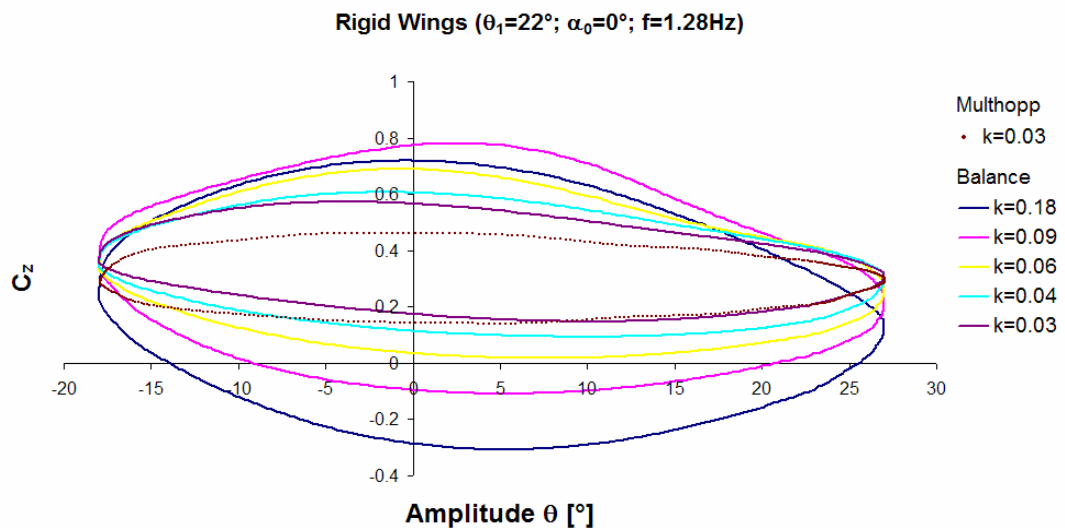


Abbildung 152: Darstellung der auf die $C_{z(\alpha 0)}$ -Werte normierten gemessenen C_z -Werte über der Schlagamplitude. Verglichen werden die Ergebnisse für verschiedene reduzierte Frequenzen.

In Abbildung 153, Abbildung 154 und Abbildung 155 sind die Ergebnisse der quasistationären Berechnungen nach Multihopp und der direkten Kraftmessungen bezüglich C_z -Werte gegenübergestellt. Der Vergleich soll zeigen, inwieweit die Ergebnisse der Kraftmessungen in Abhängigkeit von der reduzierten Frequenz von der quasi-stationären Vorhersage abweichen. In Abbildung 153 sind die über den gesamten

Flügel Schlagzyklus hinweg gemittelten Beiwerte aufgetragen. Die mittels Multhopp berechneten Beiwerte werden hierbei einmal dargestellt, da sie unbeeinflusst von Anstellwinkel und reduzierter Frequenz immer bei 1 liegen. Die gemessenen Werte hingegen zeigen auch bei kleinen reduzierten Frequenzen eine gewisse Anstellwinkelabhängigkeit, d.h. die Werte sinken mit zunehmendem Anstellwinkel. Der Grund hierfür kann sowohl in eventuellen Strömungsablösungen liegen als auch im Einfluss der Flügel-Rumpf Interferenz. Die Abweichungen nehmen mit steigender reduzierter Frequenz zu, was auf eventuelle Auswirkungen von Strömungsablösungen und „*Dynamik stall*“-Effekt zurückzuführen ist. Wie bereits in Abbildung 149 und Abbildung 150 zu erkennen ist, weichen die über den gesamten Flügel Schlagzyklus hinweg produzierten C_z -Werte in der Regel nur geringfügig von dem zum entsprechenden α_0 gehörigen Wert ab. Allerdings ist bereits bei niedrigen reduzierten Frequenzen eine Abhängigkeit vom stationären Anstellwinkel zu verzeichnen, die die Vermutung nahe legt, dass Strömungsablösungen einen entsprechenden Einfluss nehmen. Den Erwartungen entsprechend muss der Unterschied mit steigender reduzierter Frequenz zunehmen, eine Tendenz, die in der nachfolgenden Abbildung bestätigt wird. Allerdings liegen die Werte nicht wie erwartet alle unterhalb der $C_{z(\alpha_0)}$ -Werte sondern nehmen mit steigender reduzierter Frequenz wieder leicht zu. Ein Hinweis darauf, dass eventuell auftretende „*Dynamic stall*“-Effekte den Einfluss des Strömungsabrisses teilweise kompensieren.

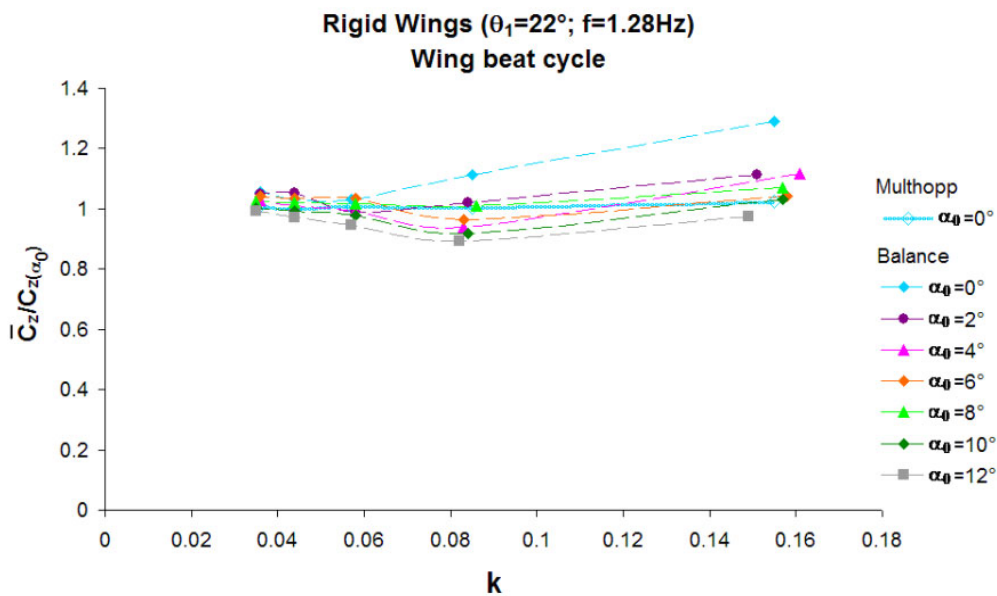


Abbildung 153: Darstellung der auf die $C_{z(\alpha_0)}$ -Werte normierten C_z -Werte über der reduzierten Frequenz. Verglichen werden die Ergebnisse aus den direkten Kraftmessungen und den Berechnungen nach Multhopp für verschiedene Anstellwinkel. Die Mittelung erfolgt über den gesamten Flügel Schlagzyklus hinweg.

Abbildung 154 und Abbildung 155 zeigen die $C_z/C_{z(\alpha 0)}$ -Werte der Messungen und Berechnungen nach Multhopp für den Ab- und Aufschlag. Auch hier zeigen sich zunehmende Abweichungen von der ursprünglichen Steigung bei hohen reduzierten Frequenzen und hohen Anstellwinkeln. Allerdings muss berücksichtigt werden, dass die Trennung der C_z -Werte bezüglich ihrer Entstehung im Auf- bzw. Abschlag aufgrund der aerodynamischen Phasenverschiebungen nicht vollständig durchgeführt werden kann.

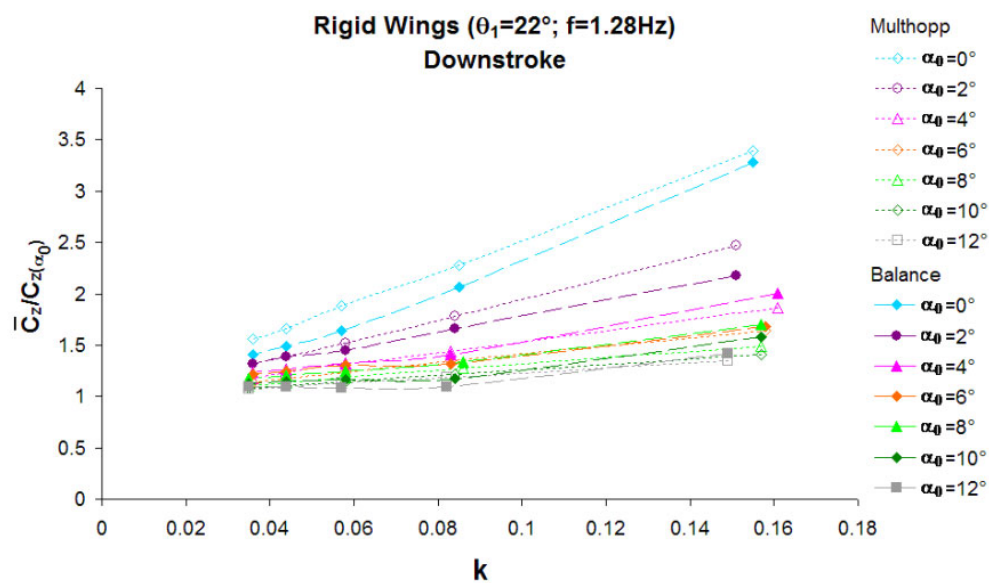


Abbildung 154: Darstellung der auf die $C_{z(\alpha 0)}$ -Werte normierten C_z -Werte über der reduzierten Frequenz. Verglichen werden die Ergebnisse aus den direkten Kraftmessungen und den Berechnungen nach Multhopp für verschiedene Anstellwinkel. Die Mittelung erfolgt über den Abschlag hinweg

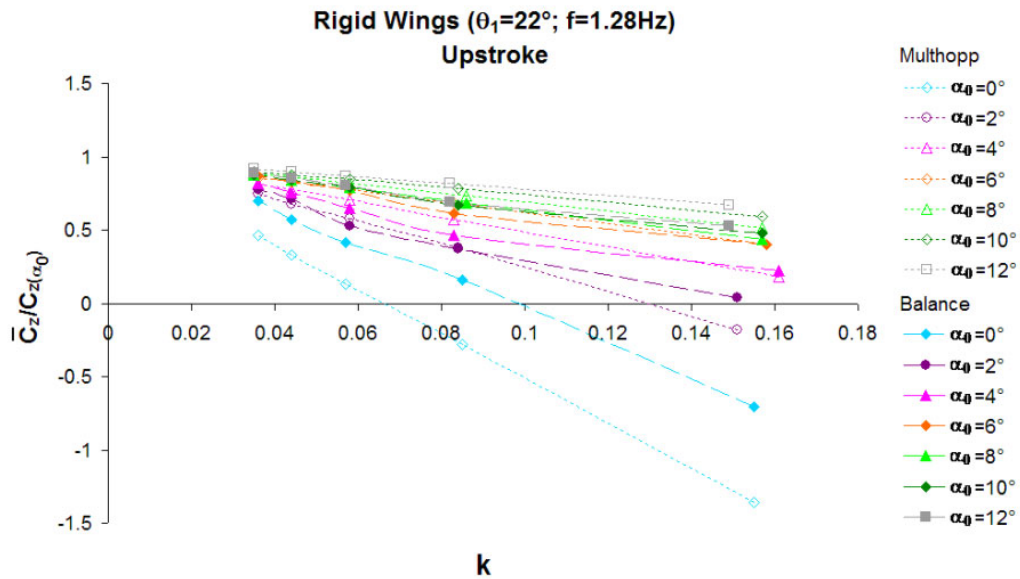


Abbildung 155: Darstellung der auf die $C_{z(\alpha_0)}$ -Werte normierten C_z -Werte über der reduzierten Frequenz. Verglichen werden die Ergebnisse aus den direkten Kraftmessungen und den Berechnungen nach Multhopp für verschiedene Anstellwinkel. Die Mittelung erfolgt über den Aufschlag hinweg

Zur Überprüfung der Abhängigkeit der Ergebnisse höherer reduzierter Frequenzen von der Reynoldszahl werden in Abbildung 156 reduzierte Frequenzen aufgetragen, die durch den Einsatz verschiedener Schlagfrequenzen erzeugt werden. Dabei zeigt sich eine Fortsetzung des Trends höherer C_z -Werte mit steigendem k , wobei sich zunehmende α_0 -Werte negativ auswirken. Eine Erklärung für die Zunahme könnte in der Stabilisierung des „Dynamic stall“-Effektes liegen. Allerdings stellt sich die Frage, ob solch eine drastische Zunahme bei doch relativ geringen reduzierten Frequenzen tatsächlich als realistisch einzuschätzen ist. Andererseits zeigen auch die Ergebnisse in Abbildung 150 um bis zu 10% höhere C_z -Werte bei kleinen stationären Anstellwinkeln. Dabei darf nicht vergessen werden, dass es sich um eine komplexe 3-dimensionale Strömung am Flügel handelt, wobei sich benachbarte Bereiche gegenseitig positiv bzw. negativ beeinflussen können. Die Ergebnisse der Visualisierung des mit dem „Dynamic stall“-Effekt einhergehenden Vorderkantenwirbels finden sich in nachfolgendem Kapitel.

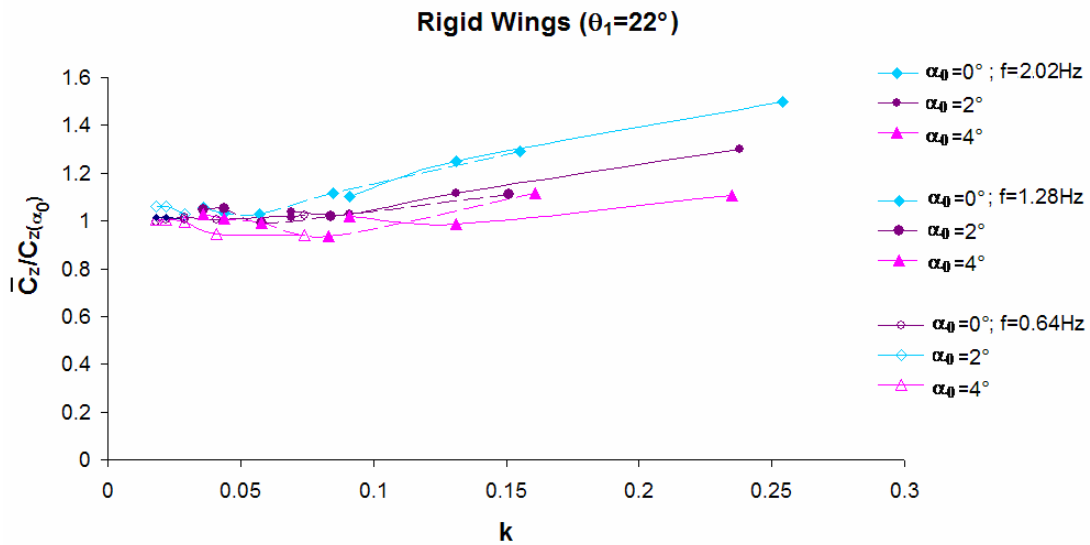


Abbildung 156: Darstellung der auf die $C_{z(\alpha_0)}$ -Werte normierten C_z -Werte über der reduzierten Frequenz. Verglichen werden die Ergebnisse aus den direkten Kraftmessungen und den Berechnungen nach Multhopp für verschiedene Anstellwinkel. Die Mittelung erfolgt über den gesamten Flügelschlagzyklus hinweg.

5.4 Dynamic Stall Effekt

Die Visualisierung der Vorderkantenwirbel erfolgte an zwei verschiedenen Flügelpaaren, zum einen an dem starren Referenzflügelpaar zum anderem am Flügelpaar mit scharfer Vorderkante, wobei die Messungen an letzterem in Zusammenarbeit mit Dr. Eize Stamhuis (Department of Marine Biology der University of Groningen) durchgeführt wurden.

Die Messungen auf der Oberseite der Tragfläche gestalten sich schwierig und machen eine nachträgliche Maskierung des Flügelbereiches unerlässlich. Zusätzlich zur Flügelkontur müssen Bereiche mit großen Reflexionen bzw. die vom Flügel geworfenen Schatten ebenfalls eliminiert werden. Die Maske ist für jeden Amplitudenwinkel und jede Spannweitenposition neu zu erstellen, da der im Bild sichtbare Flügelausschnitt sich mit zunehmendem Amplitudenwinkel und zum Rumpf hin vergrößert. Die Maskierung erfolgt mit der im Dantec FlowManager® vorhandenen Maskierungsfunktion, dabei wird die erstellte Maske im Anschluss an die adaptive Korrelation über das erstellte Vektorbild gelegt. Die Unterscheidung zwischen einer kleineren Ablöseblase eines ausgeprägten Vorderkantenwirbels und einem vollständigen Strömungsabriss gestaltet sich aufgrund der ausgeprägten Mischformen oftmals schwierig und wird durch die Reflexionen zusätzlich erschwert. Umfangreiche Analysen zum Verhalten der Strömung auf einem bewegten Tragflügel bis in den Bereich der Grenzschicht finden sich bei Radespiel et al. (2006) und Windte et al. (2006). Zur Erleichterung der Identifizierung wird die mittlere

Strömungsgeschwindigkeit vom Vektorbild subtrahiert. Dies erleichtert die Feststellung, ob es sich um einen Vorderkantenwirbel (VKW) oder einen Strömungsabriss handelt. Bei einem VKW legt sich die Strömung wieder an das Profil an. Neben dem VKW (Abbildung 157) wird auch der gebundene Wirbel um den Tragflügel erkennbar. Gleichzeitig zeigt sich die Verlangsamung der Geschwindigkeit im Bereich der Nachlaufdelle. Oftmals kommt es zum gleichzeitigen Auftreten eines VKWs und eines von der Hinterkante ausgehenden Strömungsabrisses. Der VKW dreht sich dabei im Uhrzeigersinn während der an der Hinterkante beginnende Strömungsabriss meist durch mehrere kleinere gegen den Uhrzeigersinn drehende Wirbelzentren gekennzeichnet ist.

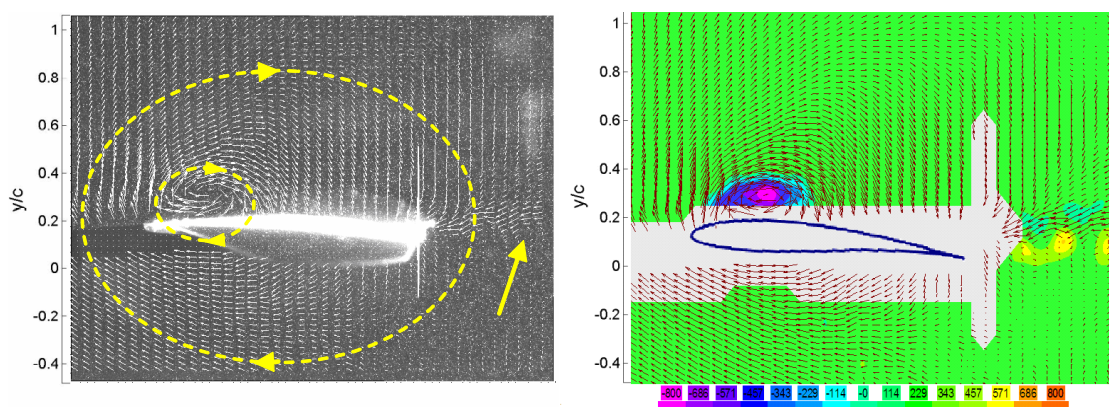


Abbildung 157: Darstellung des VKW beim Flügel mit scharfer Vorderkante (Sharp Wing $\theta_0=22^\circ$; $\alpha_0=8^\circ$; $f=2.02\text{Hz}$, $k=0.27$, $\theta=-2.4^\circ$). a) Darstellung der Geschwindigkeitsvektoren nach Abzug der mittleren Strömungsgeschwindigkeit. Gebundener Wirbel um den Tragflügel (großer Kreis), VKW (kleiner Kreis), Nachlaufdelle (Pfeil). b) Vektordarstellung und Vorticity.

In Abbildung 158 und Abbildung 159 wird das Strömungsbild um die Tragfläche bei der Ausbildung eines VKWs und eines kompletten Strömungsabrisses miteinander verglichen. Zu diesem Zweck sind die Geschwindigkeitsprofile der u-Geschwindigkeit nach Abzug der mittleren Geschwindigkeit an jeweils drei Positionen entlang der Strömungsrichtung aufgetragen. Zusätzlich sind die u-Geschwindigkeiten zusammen mit dem Tragflügel farblich dargestellt.

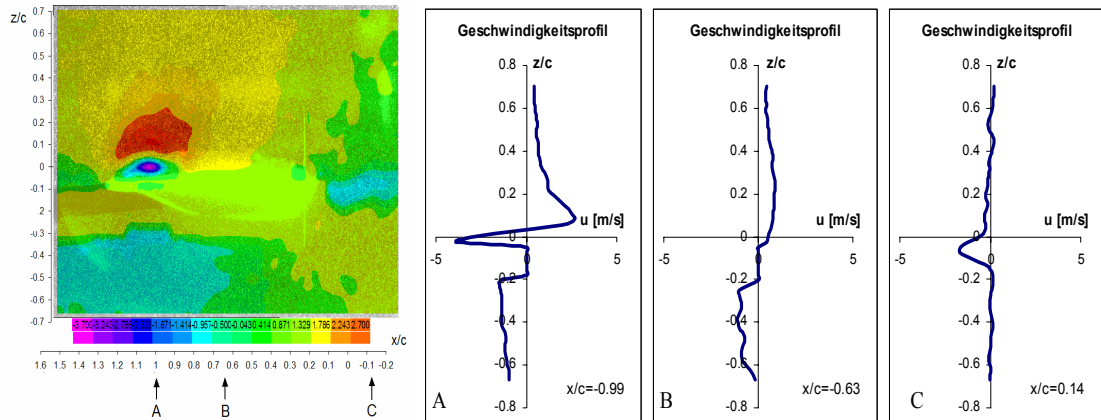


Abbildung 158: Darstellung der Geschwindigkeitsprofile von u an 3 Positionen in Strömungsrichtung nach Subtraktion der mittleren Geschwindigkeit. (Sharp Wing $\theta_0=22^\circ$; $\alpha_0=8^\circ$; $f=2.02\text{Hz}$, $k=0.27$, $\theta=-2.4$, Position 245 mm distal). Im Bereich von Flügeln und Reflexionen, also Gebieten, in denen keine Daten zur Verfügung stehen, wird die Geschwindigkeit als Null angenommen. Die Bilder sind dem Dantec FlowManager® entnommen weshalb eine Normierung der Längenangaben unterbleibt.

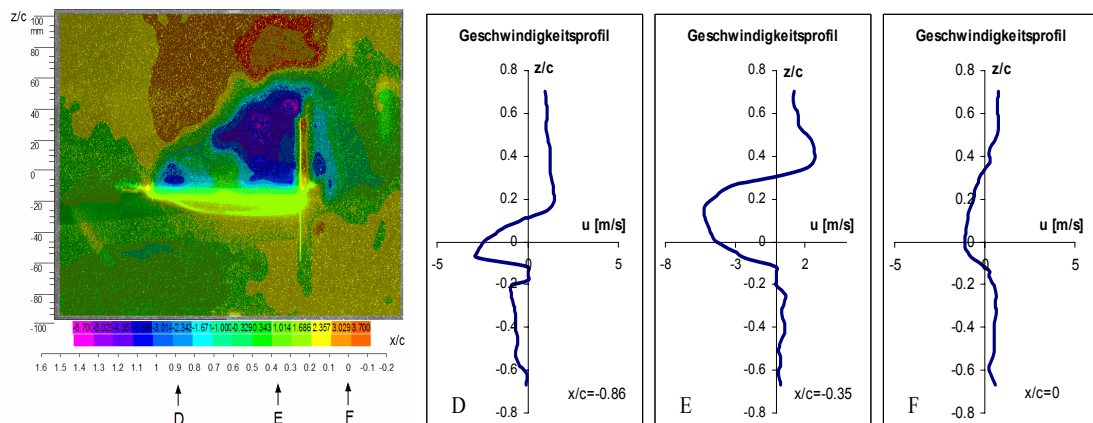


Abbildung 159: Darstellung der Geschwindigkeitsprofile von u an 3 Positionen in Strömungsrichtung nach Subtraktion der mittleren Geschwindigkeit. (Sharp Wings $\theta_1=22^\circ$; $\alpha_0=8^\circ$; $f=2.02\text{Hz}$, $k=0.27$, $\theta=-2.4$, Position 345 mm distal) Im Bereich von Flügeln und Reflexionen, also Gebieten, in denen keine Daten zur Verfügung stehen, wird die Geschwindigkeit als Null angenommen.

In Abbildung 158 ist das für einen Tragflügel charakteristische Auftreten einer Geschwindigkeitsdifferenz auf Ober- und Unterseite (B) sowie die Existenz einer Nachlaufdele (C) klar erkennbar. Im Bereich des VKWs zeigt sich zusätzlich zur in B dargestellten Geschwindigkeitsdifferenz ein lokal auftretender starker Unterschied in der Geschwindigkeit auf der Flügeloberseite, der durch den VKW initiiert wird. In Abbildung 159 hingegen lässt sich auf der Oberseite im Bereich der Vorderkante (D) lediglich eine Verlangsamung der Strömung erkennen. Die Strömung reißt hier ab und es kommt im Gegensatz zum VKW nicht zu einem Wiederaanlegen im hinteren Bereich der Tragfläche (E). Gekennzeichnet ist der vollständige Strömungsabriss mit dem

einhergehenden hohen Widerstand durch eine starke Geschwindigkeitsabnahme auf der Flügeloberseite, deren Höhe in Richtung der Hinterkante zunimmt. Auch die Nachlaufdecke beschränkt sich hier nicht auf einen lokalen Bereich sondern erstreckt sich über einen deutlich höheren Bereich.

Unbewegter Referenzflügel

Aus Gründen der Vergleichbarkeit werden zusätzliche Messungen am statischen Flügel durchgeführt. Zu diesem Zweck werden die Flügel in horizontaler Position ($\theta = 0^\circ$) arretiert. Die Ergebnisse werden über 25 Bildpaare hinweg gemittelt. Wie erwartet lassen sich beim stationär angeströmten Flügel keine VKW erkennen. Es gelingt jedoch bei höheren Geschwindigkeiten, die Ausbildung einer laminaren Ablöseblase zu identifizieren. Aufgrund der Flügelreflexion kann der Bereich der Grenzschicht jedoch nicht erfasst werden.

Bewegter Referenzflügel

Basierend auf den Ergebnissen der Kraftmessungen kann davon ausgegangen werden, dass der Referenzflügel trotz seiner runden Vorderkante bei bestimmten Parametereinstellungen einen Vorderkantenwirbel aufweist. Die Voraussetzung hierfür ist eine hohe reduzierte Frequenz. In Abbildung 160 sind die vertikalen Kraftbeiwerte verschiedener reduzierter Frequenzen bei $\alpha_0 = 8^\circ$ gegen den effektiven Anstellwinkel der Halbspannweite aufgetragen. Deutlich lassen sich die erhöhten Kraftbeiwerte des bewegten Flügels im Vergleich zu den stationären Beiwerten erkennen. Basierend auf der Annahme, dass die Ausbildung eines Vorderkantenwirbels die Ursache der erhöhten Beiwerte darstellt, werden Aufnahmen der Tragflügeloberseite bei gleichen Parametereinstellungen analysiert. Aufgrund der Kraftmessungen ist zu erwarten, dass sich zumindest bei Reynoldszahlen von 26500 und 53000 die Ausbildung eines Vorderkantenwirbels nachweisen lässt. Gleichzeitig zeigen die Ergebnisse der Kraftmessungen, gekennzeichnet durch den Auftritt einer Hystereseschleife, dass es bei sehr hohen effektiven Anstellwinkeln an der Flügelspitze zum Strömungsabriss kommt, der sich in Richtung der Flügelwurzel ausbreitet. Es kann daher davon ausgegangen werden, dass im distalen Bereich des Flügels bei hohen reduzierten Frequenzen neben einem möglichen VKW auch ein Strömungsabriss visualisiert werden kann.

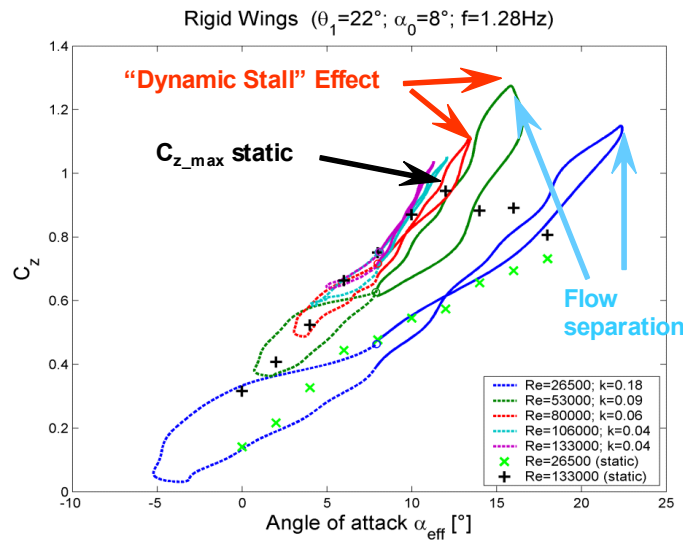


Abbildung 160: Darstellung der vertikalen Kraftbeiwerte über dem effektiven Anstellwinkel der halben Halbspannweite. Die auf den „Dynamic Stall“-Effekt zurückgeführten erhöhten Kraftbeiwerte sowie der durch die Hystereseschleife indizierte Strömungsabriss sind bei Geschwindigkeiten von 3m/s, 6m/s und 9m/s deutlich zu erkennen. Bei 12m/s und 15m/s ist kein Strömungsabriss mehr zu verzeichnen.

Die Ergebnisse der Messungen auf der Flügeloberseite sind in Tabelle 3 zusammengefasst. Es zeigt sich, dass es bei hohen reduzierten Frequenzen in der Tat zur Ausbildung eines VKW kommt. Im Gegensatz zum Strömungsabriss ist der VKW durch ein deutliches Wiederanlegen der Strömung an der Flügeloberseite gekennzeichnet. Die Visualisierung an verschiedenen Positionen entlang der Spannweite zeigt, dass der VKW in einem relativ engen Bereich angesiedelt ist, distal geht er in einen Strömungsabriss über. Die Position, an der der VKW entsteht, ist bei $k=0.09$ zur Flügelspitze hin verschoben, dies ist auf die geringeren effektiven Anstellwinkel zurückzuführen. Bei niedrigeren reduzierten Frequenzen kann kein VKW im Bereich der untersuchten Phase des Schlagzyklus nachgewiesen werden. Im Gegensatz hierzu sind durch die direkten Kraftmessungen auch bei niedrigeren reduzierten Frequenzen noch erhöhte Kraftbeiwerte zu verzeichnen, allerdings in deutlich abnehmendem Maße. Da die untersuchte Phase des Schlagzyklus die höchsten effektiven Anstellwinkel aufweist, die Strömung jedoch bis zur Flügelspitze hin anliegt, kann davon ausgegangen werden, dass die Erhöhung nicht auf einen VKW zurückzuführen ist.

Rigid Wings $\theta_1=22^\circ$; $\alpha_0=8^\circ$; $f=1.28\text{Hz}$				
Position [mm]	k=0.18	k=0.09	k=0.06	k=0.04
-2.97	0	0	0	0
-2.59	0	0	0	0
-2.26	0	0	0	0
-1.84	VKW	0	0	0
-1.44	Stall	VKW	0	0
-1.09	Stall	Stall	0	0
-0.74	Stall	Stall	0	0

Tabelle 3: Darstellung der im Abschlagn zwischen $\theta=0^\circ$ und $\theta=-12.6^\circ$ identifizierten Strömungszustände auf der Oberseite des Referenzflügels für verschiedene reduzierte Frequenzen. („0“ steht für anliegende Strömung, „VKW“ bedeutet das Auftreten eines Vorderkantenwirbels an mindestens einer der analysierten Amplitudenwinkelpositionen, „Stall“ steht für Strömungsabriss).

Zur genaueren Analyse des Strömungsverlaufes über den Flügelschlagzyklus hinweg wird die Untersuchung bei ausgewählten Parametern auf den beginnenden Aufschlag erweitert. Bei einer reduzierten Frequenz von 0.27 bildet sich im Aufschlag kurz vor Erreichen des Horizontaldurchganges ein VKW auf der Unterseite des distalen Tragflügels aus.

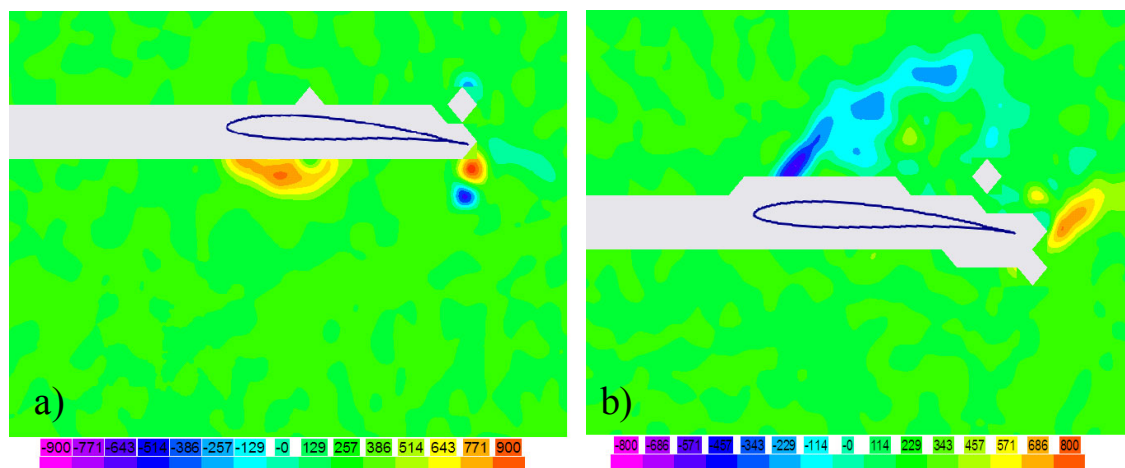


Abbildung 161: Wirbelstärke des Referenzflügels (Rigid Wing $\theta_1=22^\circ$; $\alpha_0=8^\circ$; $f=2.02\text{Hz}$, $k=0.28$). a) Vorderkantenwirbel im Aufschlag $\theta=-3.2^\circ$; b) Strömungsablösung im Abschlagn $\theta=-7.5^\circ$.

Der Bereich des Abschlages hingegen ist durch eine mehr oder weniger abgerissene Strömung gekennzeichnet. Zum unteren Umkehrpunkt hin bilden sich VKW aus, die jedoch keine Stabilität besitzen und nach hinten abschwimmen und somit wieder in einen Strömungsabriss übergehen. Bei solch hohen reduzierten Frequenzen ist jedoch davon auszugehen, dass sich die VKW bereits in der beginnenden Phase des Abschlages bilden. Eine Annahme, die sowohl durch die vorangegangenen Messungen als auch durch den im proximalen Bereich stabileren VKW gestützt wird. In Verbindung mit den direkten Kraftmessungen bieten die beiden konträr ausgebildeten VKW eine Erklärung für die starke ausgeprägte aerodynamische Phasenverschiebung.

Scharfkantiger Flügel

Bekanntermaßen wird die Ausbildung eines VKW von dem Vorhandensein einer scharfen Vorderkante begünstigt. Es ist daher davon auszugehen, dass das bereits bestätigte Auftreten der VKW beim zweiten untersuchten Flügelpaar in deutlich ausgeprägter Form zu verzeichnen ist. Dies wird durch die folgende Tabelle bestätigt.

Sharp Wings $\theta_1=22^\circ$; $\alpha_0=8^\circ$; $f=1.28\text{Hz}$					Sharp Wings $\theta_1=22^\circ$; $\alpha_0=8^\circ$; $f=2.02\text{Hz}$				
Position [mm]	k=0.18	k=0.09	k=0.06	k=0.04	Position [mm]	k=0.28	k=0.14	k=0.09	k=0.07
-2.97	0	0	0	0	-2.97	-	-	-	-
-2.59	VKW	0	0	0	-2.59	VKW	VKW	0	0
-2.26	VKW	VKW	VKW	0	-2.26	VKW	VKW	VKW	VKW
-1.84	Stall	Stall	VKW	VKW	-1.84	VKW	VKW	VKW	VKW
-1.44	Stall	Stall	Stall	VKW	-1.44	Stall	Stall	Stall	Stall
-1.09	Stall	Stall	Stall	Stall	-1.09	-	-	-	-

Tabelle 4: Darstellung der im Abschal zwischen $\theta=0^\circ$ und $\theta=-12.6^\circ$ identifizierten Strömungszustände auf der Oberseite der mit einer scharfen Vorderkante versehenen Tragfläche.

Zur genaueren Analyse des VKWs über die Spannweite hinweg wird die Gestalt des VKWs in Form von Länge, Höhe und Abstand zur Vorderkante des Flügels bei einem Amplitudenwinkel von -2.4° im Abschal bestimmt.

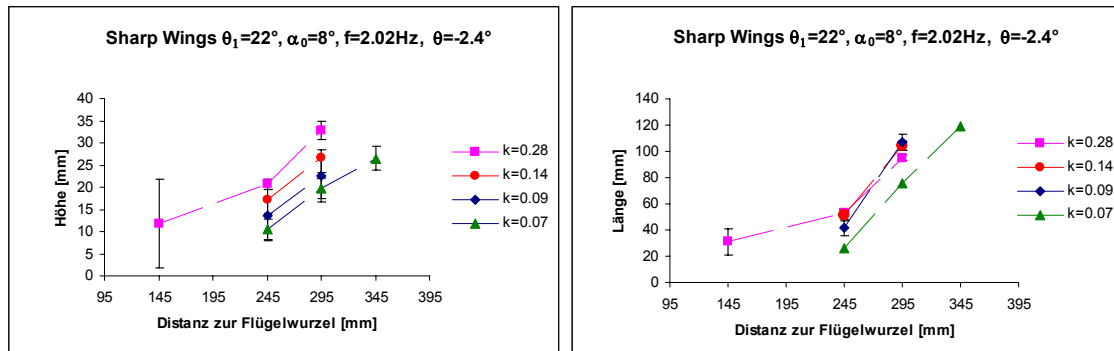


Abbildung 162: Darstellung von Höhe und Länge des VKWs anhand der berechneten Wirbelstärke. Es handelt sich um die Mittelwerte und Standardabweichungen aus jeweils 5 Einzelmessungen.

Die Vermessung erfolgt auf Grundlage der zuvor berechneten Wirbelstärke. Zur Erfassung des Wirbels werden geeignete Grenzwerte festgelegt, welche die Abgrenzung zur umgebenden Turbulenz ermöglichen. Eine quantitative Bestimmung des VKW ist mit diesem Verfahren nicht möglich, die charakteristische Entwicklung des VKW über die Spannweite hinweg lässt sich jedoch deutlich erkennen. Sowohl Höhe als auch Länge des VKW wachsen mit zunehmender Distanz zum Rumpf hin. Mit zunehmender Anströmgeschwindigkeit flacht sich der VKW ab, wohingegen die Länge kaum zunimmt. Die Bestimmung der Lage zur Vorderkante des Flügels wird durch auftretende Reflexionen erschwert, die Vorderkante des Flügels lässt sich daher nicht immer zuverlässig bestimmen. Dennoch zeigt sich eine deutliche Tendenz, dass der Abstand zur Vorderkante sowohl mit zunehmender Anströmgeschwindigkeit als auch mit zunehmend distaler Position entlang der Spannweite zunimmt. Die gewonnenen Erkenntnisse werden anhand einer 3-dimensionalen Rekonstruktion des VKW in den beiden folgenden Abbildungen verdeutlicht.

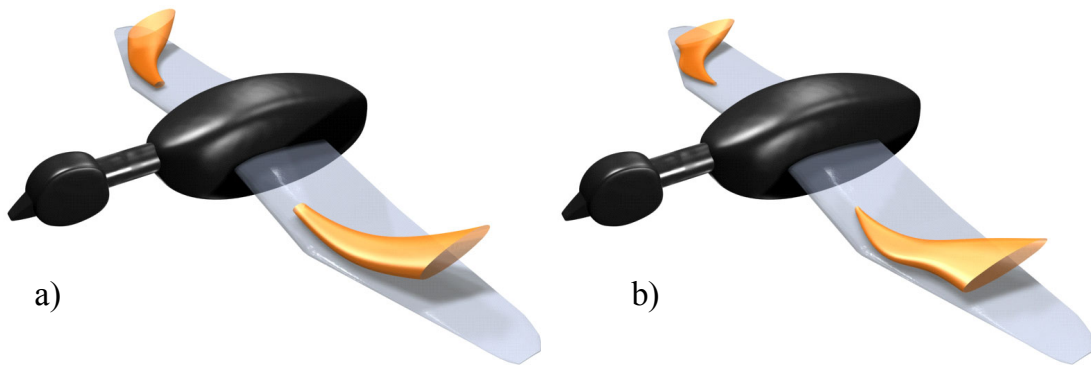


Abbildung 163: 3-dimensionale Rekonstruktion des VKW basierend auf der Form der berechneten Wirbelstärke. Die Rekonstruktion endet mit dem in beiden Fällen 345mm distal auftretenden Strömungsabriss. Sharp Wings $\theta_l=22^\circ$; $\alpha_0=8^\circ$; $f=2.02\text{Hz}$, $\theta=-2.4^\circ$ a) $k=0.28$, $Re=26500$; b) $k=0.14$, $Re=53000$ (Bild W. Thielicke).

5.5 Abschließende Diskussion und Ausblick

Im Folgenden sollen die Ergebnisse im Hinblick auf die Zielsetzung der Arbeit diskutiert und ein kurzer Ausblick gegeben werden.

Eine Kernherausforderung der Arbeit lag in der Erfassung des Strömungsfeldes um den schlagenden Flügel herum und in der Berechnung der am Flügel angreifenden Kräfte unter Verwendung der Helmholtz'schen Wirbelsätze und der Traglinientheorie.

Die Ergebnisse der Strömungsvisualisierung in der Ebene quer zur Anströmung haben hierbei gezeigt, dass die Änderungen der Auftriebserzeugung über den Flügelschlag hinweg im Nachlauf relativ gut erfasst werden können. Es war jedoch nicht möglich, die Absolutwerte des Auftriebs durch Integration der Zirkulationsänderung über die Halbspannweite hinweg zu erfassen. Die Problematik liegt hierbei in der vom stationären Flügel abweichenden Zirkulationsverteilung, bei der das Maximum der Zirkulation in der Flügelmitte liegt. Es hat sich gezeigt, dass der Aufrollprozess der Randwirbel in der gewählten Messebene 2.3c stromabwärts nicht beendet ist, so dass eine Zirkulationsverteilung über die Spannweite hinweg ermittelt werden konnte. Diese folgt dem nach dem quasistationären Verfahren nach Multhopp berechneten Verlauf über den Flügelschlagzyklus hinweg, wobei jedoch beachtet werden muss, dass hierbei nicht die Zirkulationsverteilung auf dem Flügel selbst wiedergegeben wird. Da sich die Messebene hinter dem Flügel befindet, die Materiallinien der Fluidteilchen jedoch nicht bekannt sind und sich nicht zwingend alle zu einem bestimmten Zeitpunkt vom Flügel ablösenden Fluidteilchen in der gleichen Ebene wieder finden, ist es unmöglich, die Vorgänge im Nachlauf dem Geschehen am Flügel zu einem bestimmten Zeitpunkt bzw. einer bestimmten Flügelstellung genau zuzuordnen. Dennoch zeigt der Vergleich mit den direkten Kraftmessungen, dass die Korrektur des Phasenversatzes unter der Annahme, dass die Konvektionsgeschwindigkeit der Anströmgeschwindigkeit entspricht, näherungsweise gute Ergebnisse liefert.

Die Auswertung der Querschnittsmessungen im Bereich verschiedener Flügelsegmente zur Erfassung der Zirkulationsänderung über der Spannweite gestaltet sich in der Auswertung problematischer als die der Randwirbeluntersuchungen. Dies liegt an dem geringen Signal-Rausch Verhältnis, da lediglich die Änderung der Zirkulation und nicht die Zirkulation selber gemessen wird. Bereits die Messungen am stationär angeströmten Flügel weisen eine extrem hohe Standardabweichung auf, die im Größenordnungsbereich der zu messenden Zirkulationsänderung liegt. Eine Glättung der Kurven ist daher unabdingbar. Da der Aufrollprozess der Randwirbel noch nicht abgeschlossen war und somit auch in der Ebene quer zur Anströmung Informationen zur Zirkulationsverteilung gewonnen werden konnten, wurde ein direkter Vergleich der Ergebnisse aus den beiden senkrecht zueinander stehenden Ebenen möglich. Die Zirkulationsänderungen in den verschiedenen Ebenen zeigen hierbei von Verlauf und Größenordnung her eine gute Übereinstimmung.

Folgende Probleme sind sowohl den Quer- als auch den Randwirbelmessungen gemeinsam und ergeben sich aus der Größe des Modells und seiner Bewegung.

Bei der Strömungsvisualisierung liegt ein Problem darin, dass der Nachlauf über den Flügelschlagzyklus hinweg sowohl räumlich als auch zeitlich aus mehreren Aufnahmen zusammengesetzt werden muss. Ersteres lässt sich bei der Größe des Untersuchungsgebietes kaum vermeiden, letzteres ließe sich durch den Einsatz eines Time Resolved PIV-Systems beheben. Ein weiteres großes Problem besteht darin, dass die Auflösung der Bilder aufgrund der Größe des Beobachtungsgebietes vergleichsweise gering ist. Dies erschwert die Berechnung der Zirkulation im Nachlauf und kann trotz Subpixelinterpolation zum Informationsverlust führen. Zur möglichst genauen Erfassung der Zirkulationsverteilung sollten die Messungen so nahe wie möglich am Flügel durchgeführt werden, allerdings werden die Untersuchungen in diesem Bereich oftmals durch Reflexionen erschwert, die besonders am bewegten Flügel mit seinen ständig wechselnden Positionen nur schwer zu vermeiden sind. Auch sind derart nahe am Untersuchungsobjekt liegende Messgebiete bei Versuchen mit lebenden Tieren kaum zu realisieren. Weiter stromabwärts liegende Beobachtungsgebiete bergen jedoch die Gefahr, dass Dissipation und Diffusion die Messgenauigkeit beeinflussen, da sie einen signifikanten Einfluss auf die Stärke und Größe der Wirbel besitzen.

Im Hinblick auf die Anwendung der PIV-Messtechnik zur quantitativen Analyse von Bewegungsvorgängen hat sich herausgestellt, dass die quantitative Analyse der Nachlaufstrukturen sich an einem bewegten Modell schwierig gestaltet. Abgesehen davon, dass die Größe des Untersuchungsgebietes problematisch ist, fanden die Untersuchungen im Vergleich zu denen im Nachlauf lebender Tiere unter vergleichsweise guten Bedingungen statt, da sie an einem Modell mit festem Bezugspunkt durchgeführt wurden. Gerade zur Analyse von Bewegungsabläufen kommt die PIV-Messtechnik in der Biologie jedoch immer öfter zum Einsatz und erfreut sich wachsender Beliebtheit, besonders da direkte Kraftmessungen bei lebenden

Tieren kaum möglich sind. Die PIV-Messtechnik stellt ohne Zweifel einen großen Fortschritt in diesem Bereich dar und verschafft bereits tiefgehende Einblicke in die Bewegungen unterschiedlichster Tierarten wie Fröschen (Stamhuis und Nauwelaerts 2005), Vögeln (Spedding 2003, Warrick et al. 2005), Insekten (Bomphrey et al. 2005) und Fischen (Tytell und Lauder 2004, Day et al. 2005). Allerdings zeigen die Untersuchungen des Modells, dass quantitative Untersuchungen schwierig und mit der entsprechenden Vorsicht zu bewerten sind.

Mit den direkten Kraftmessungen können gemäß der Zielsetzung sowohl Hub- als auch Vortriebserzeugung am schlagenden Modell analysiert werden. Dabei geben die Ergebnisse der direkten Kraftmessungen die Vorgänge am Modell im Vergleich zu den PIV-Messungen genauer wieder. Allerdings treten auch hier mit der Bewegung des Modells verbundene Probleme auf, welche die Messungen im Vergleich zu denen stationär angeströmter Modell deutlich erschweren. Hierzu gehört unter anderem, dass die zu messenden Kräfte im gleichen Größenordnungsbereich wie die am Modell angreifenden mechanischen Kräfte liegen. Besonders die Erfassung der Horizontalkräfte gestaltet sich damit schwierig. Die Trennung der aerodynamischen und der mechanischen sowie der auf der virtuellen Masse beruhenden Kräfte beruht des Weiteren auf der Annahme, dass sich die durch den Antrieb hervorgerufenen mechanischen Kräfte mit und ohne Anströmung nicht unterscheiden. Zudem machen die Einflüsse der Eigenfrequenzen von Waage und Flügeln sowie die durch die Zahnräder bzw. elektrische Spannungen hervorgerufenen Frequenzen den Einsatz eines Low-Pass Filters notwendig, um diese zu eliminieren. Dennoch können zuverlässige Erkenntnisse zum Kräfteverlauf über den Flügelschlagzyklus hinweg gewonnen werden.

Bezüglich der Hub- und Vortriebserzeugung des Modells im Vergleich mit dem biologischen Vorbild hat sich herausgestellt, dass trotz der sehr einfachen Kinematik die notwendigen Beiwerte, wenn nicht ganz, doch zumindest annähernd erreicht werden. Über den Flügelschlagzyklus hinweg wird im Mittel sowohl Hub- als auch Schub erzeugt, allerdings müssten die Tiere mit einer höheren reduzierten Frequenz fliegen, um entsprechende Beiwerte zu generieren. Dabei muss der stark vereinfachten Kinematik des Flügelschlagmodells Rechnung getragen werden. Die Ergebnisse weisen darauf hin, dass bereits kleine Korrekturen, die einen Abriss der Strömung verhindern bzw. eine Optimierung des Bewegungsablaufes dahingehend, dass entgegen einer Sinusschwingung der Aufenthalt an den Umkehrpunkten vermindert wird, zu den entsprechend notwendigen Beiwerten führen. Dies entspricht auch den Bewegungsabläufen im horizontalen Streckenflug von Gänsen, die nur geringfügige Änderungen im Auf- und Abschlag erkennen lassen.

Die Frage, ob instationäre Effekte bei solch niedrigen reduzierten Frequenzen, wie sie vermessen wurden, eine Rolle spielen, kann aufgrund der Ergebnisse mit ja beantwortet werden. In Übereinstimmung mit den Ergebnissen der Kraftmessungen zeigen die Visualisierungen auf dem rundnasigen Referenzflügel den sich bei hohen reduzierten

Frequenzen dort ausbildenden Vorderkantenwirbel, welcher allerdings nur eine geringe Stabilität aufweist und oftmals in einen Strömungsabriss übergeht. Im Gegensatz hierzu sind die VKW des Flügels mit scharfer Vorderkante erwartungsgemäß sehr viel stabiler und erstrecken sich über einen wesentlich längeren Bereich der Spannweite. Eine Erhöhung der Schlaggeschwindigkeiten geht dabei nicht zwangsläufig mit einem früher einsetzenden Strömungsabriss einher. Die Stabilität des VKWs kann sogar erhöht werden. Erklärungen hierfür bieten eine erhöhte Lateralströmung aufgrund der auftretenden Zentrifugalkräfte, sowie eine schnellere Änderung des effektiven Anstellwinkels. Zusammenfassend kann festgestellt werden, dass bereits bei geringen reduzierten Frequenzen Vorderkantenwirbel ausgebildet werden, die zur Hub- und Schuberzeugung beitragen können. Im Gegensatz zum Schlagflügelmodell, bei dem die Stabilität der VKW aufgrund der limitierten Kinematik eingeschränkt wird, sind Vögel in der Lage durch Adaption des Flügels die Beständigkeit des VKWs zu erhöhen. Obwohl Vogelfedern keine Sensoren besitzen, zeigen Untersuchungen, dass die Bewegung der Tiere durch unterschiedliche Anströmungen verschiedener Körperregionen beeinflusst werden kann (Gewecke and Woike, 1978; Bilo and Bilo, 1983; Bilo et al. 1985). Dabei können Mechanorezeptoren in der Nähe der Federfolikel Informationen über die Strömung am Flügel liefern. Ein beginnender Strömungsabriss kann dadurch detektiert und Informationen über die Fluggeschwindigkeit können gewonnen werden (Brown und Fedde 1993). Infolgedessen sind die Tiere in der Lage, einem Strömungsabriss, beruhend auf zu hohen effektiven Anstellwinkeln, aktiv durch Verwindung der Flügel entgegenzuwirken. Allerdings spielen auch passive Mechanismen eine entscheidende Rolle. So sind Vögel nicht nur in der Lage, den Daumenfittich aktiv einzusetzen, sondern es kommt bei entsprechend hohen Anstellwinkeln zu einer automatischen Abspreizung der Alula (Graham, 1930a,b,c; Nachtigall and Kempf, 1971), wodurch der Auftrieb bis zu 22% gesteigert werden kann (Meseguer et al. 2005). Ebenso passiv ist das Anheben der Deckfedern und ihre Funktion als Rückstromklappe. Im Bereich des Insektenfluges wird der stabilisierende Einfluss der lateralen Strömungskomponente auf den Vorderkantenwirbel seit längerem diskutiert. Dabei hat sich eine Reynoldszahlabhängigkeit des Phänomens herauskristallisiert. Sind die Reynoldszahlen zu klein, konnte bislang keine laterale Strömung festgestellt werden. Es ist mit Sicherheit interessant zu untersuchen, welche Bedeutung diesem Effekt im Reynoldszahlbereich des Vogelfluges zukommt. Das spontane, wenn auch nicht stabile Auftreten des Vorderkantenwirbels bei solch niedrigen reduzierten Frequenzen zeigt jedoch, dass ein adaptiver Flügel in diesem Flugparameter eine grundlegende Voraussetzung für einen stabilen Flug bedeutet. Auch unter der Annahme, dass der „*Dynamic stall*“-Effekt von großen Vögeln nicht genutzt werden sollte, da sich die Stabilisierung als schwierig erweist, so ermöglicht ein adaptiver Flügel doch zumindest die Kontrolle darüber, das Auftreten zu verhindern. Mit zunehmender reduzierter Frequenz stabilisiert sich der Einfluss der instationären Effekte, wodurch eine aktive Kontrolle der Strömung am Flügel an Bedeutung verliert, eine weitere Erklärung für die Unterschiede im Aufbau von Vogel- und Insektenflügeln.

Ausblick

Die Beeinflussung und Kontrolle instationärer Strömungseffekte am bewegten Tragflügel ist zweifellos auch für technische Anwendungen (Tragflügel, Rotorblätter, Propeller usw.) von großem Interesse. Die im Rahmen dieser Arbeit erfolgten Untersuchungen erfolgten allerdings lediglich an starren Flügeln. Der Einfluss verschiedener Flugparameter wie Wölbung, Torsion und Phasenverschiebung sind bislang nicht bekannt. Auch ihr Einfluss auf die Schub- und Auftriebserzeugung sind nur begrenzt erforscht. Ein adaptiver Flügel mit aktiver Torsions- und Wölbungsänderung würde unter Nutzung der PIV-Messtechnik die Möglichkeit bieten, sowohl die Strömung auf dem Flügel als auch den Nachlauf über die Spannweite hinweg in Abhängigkeit von der Parametervariation zu beobachten und ihren Einfluss auf Ausbildung, Form und Stabilität des Vorderkantenwirbels zu analysieren. Gleichzeitig könnte eine Optimierung für bestimmte Zielfunktionen, wie maximaler Schub bei konstantem Auftrieb, mittels direkter Kraftmessungen durchgeführt werden.

Abschließend lässt sich sagen, dass im Bereich der instationären Aerodynamik noch viele Fragen offen bleiben, die in den nächsten Jahren unzweifelhaft mit Hilfe der fortschreitenden Messtechnik in Angriff genommen werden. Allerdings hat die Arbeit auch gezeigt, wie vielfältig die Problematik bei der Untersuchung bewegter Modelle sein kann und dass die Entwicklung einer an die Problematik angepassten Messtechnik von großer Bedeutung ist.

6 Literaturverzeichnis

- Anderson, J. D. (2001) Fundamentals of Aerodynamics. 3rd edition, McGraw-Hill Companies.
- Azuma, A. (2006) The biokinetics of flying and swimming. 2nd ed. AIAA.
- Batchelor, G. K. (1964) Axial flow in trailing line vortices. *J. Fluid Mech.* 20, pp. 645-658.
- Bennett, L. (1970) Insect flight: lift and the rate of change of incidence. *Science* 167, pp. 177-179.
- Bennett, L. (1977) Clap and fling aerodynamics – an experimental evaluation. *J. Exp. Biol.* 69, pp. 261-272.
- Betz, A. (1912) Ein Beitrag zur Erklärung des Segelfluges. *Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt*, 3, pp. 269–272.
- Biesel, W., Butz, H. & Nachtigall, W. (1985) Erste Messungen der Flügelgeometrie bei freileitfliegenden Haustauben (*Columba livia* var. *domestica*) unter Benutzung neu ausgearbeiteter Verfahren der Windkanaltechnik und der Stereophotogrammetrie. In *Biona Report 3, Bird flight – Vogelflug*, ed. W. Nachtigall, pp. 139–160, 508 & plates. Stuttgart: Gustav Fischer.
- Biesel, W., Butz, H. und Nachtigall, W. (1985) Erste Messungen der Flügelgeometrie bei freileitfliegenden Haustauben (*Columba. liv. var. dom.*) unter Benutzung neu ausgearbeiteter Verfahren der Windkanaltechnik und der Stereophotogrammetrie. *Biona-Report 3*, Gustav Fischer Verlag, Mainz.
- Bilo D, Bilo A, Nachtigall W (1999) Der Flug der Vögel. In: *Spitzenleistungen - Unglaubliches aus dem Tierreich*. Udo Gansloßer (Hrsg.) Filander Verlag.
- Bilo, D. (1971) Flugbiophysik von Kleinvögeln I: Kinematik und Aerodynamik des Flügelabschlags beim Haussperling (*Passer domesticus* L.). *Z. vergl. Physiol.* 71, pp. 382-454.
- Bilo, D. (1972) Flugbiophysik von Kleinvögeln II: Kinematik und Aerodynamik des Flügelauflschlags beim Haussperling (*Passer domesticus* L.). *Z. vergl. Physiol.* 76, pp. 426-437.
- Bilo, D. And Bilo, A. (1983) Neck flexion related activity of flight control muscles in the flowstimulated pigeon. *J. comp. Physiol.* 153, pp. 111–122.
- Bilo, D., Bilo, A., Müller, M., Theis, B. And Wedekind, F. (1985) Neurophysiological–cybernetic analysis of course-control in the pigeon. In *Biona Report 3, Bird Flight – Vogelflug* (ed. W. Nachtigall), pp. 445–467. Stuttgart: Gustav Fischer.
- Birch, J. M. and Dickinson, M. H. (2003) The influence of wing-wake interactions on the production of aerodynamic forces in flapping flight. *J. Exp. Biol.* 206, pp. 2257-2272.
- Birch, J. M., Dickson, W. B. and Dickinson, M. H. (2004) Force production and flow structure of the leading edge vortex on flapping wings at high and low Reynolds numbers. *J. Exp. Biol.* 207, pp. 1063-1072.

- Birnbaum, W. (1924) Das ebene Problem des schlagenden Flügels. Z. angew. Math. Mech. 4, pp. 277–292.
- Bomphrey, R. J., Lawson, N. J., Harding, N. J., Taylor, G. K. and Thomas A. L. R. (2005) The aerodynamics of *Manduca sexta*: digital particle image velocimetry analysis of the leading-edge vortex. J. Exp. Biol. 208, pp. 1079–1094.
- Brill, C. (1992) Stereophotogrammetrische Untersuchungen zur Konfiguration des Rumpfes und der auftriebserzeugenden Flächen eines im Windkanal gleitfliegenden Stares (*Sturnus vulgaris* L.). Dissertation, MNF der Universität des Saarlandes, Saarbrücken.
- Brown, R. E., Fedde M. R. (1993) Airflow Sensors In The Avian Wing. J Exp Biol 179, pp. 13–30.
- Brown, R. H. J. (1953) The flight of birds. II. Wing function in relation to flight speed. J. exp. Biol. 30, pp. 90–103.
- Brown, R. H. J. (1963) The Flight Of Birds. Biol. Rev. 38, pp. 460–489.
- Buckholz, R. H. (1981) Measurements of unsteady periodic forces generated by the blowfly flying in a wind tunnel. J. Exp. Biol. 90, pp. 163–173.
- Chang, J., and Park, S. O. (1999) A Experimental Study of Tip Vortex Roll-up of an Oscillating Wing, AIAA Paper 99-0142, Jan. 11–14.
- Chang, J., and Park, S.O. (2000) Measurement in the Tip Vortex Roll-up Region of an Oscillating Wing. AIAA J. Vol.38, No. 6, pp.1092–1095.
- Cloupeau, M., Devillers, J. F. and Devezeaux, D. (1979) Direct measurements of instantaneous lift in desert locust; comparison with Jensen's experiments on detached wings. J. Exp. Biol. 80, pp. 1–15.
- Corsiglia, V. R. and Dunham, R. E. (1976) Aircraft wake vortex minimization by use of flaps. In A. Gessow, editor, Symposium on Wake Vortex Minimization, pp. 305–338. NASA SP-4096.
- Daley, D. C.; Jumper, E. J. (1984) Experimental investigation of dynamic stall for a pitching airfoil. Journal of Aircraft, Vol. 21, Oct. 1984, pp. 831, 832.
- Day, S. W., Higham, T. E., Cheer, A. Y. and Wainwright, P. C. (2005) Spatial and temporal patterns of water flow generated by suction-feeding bluegill sunfish *Lepomis macrochirus* resolved by Particle Image Velocimetry. J. Exp. Biol. 208, pp. 2661–2671.
- Dickinson, M. H. (1994) The effects of wing rotation on unsteady aerodynamic performance at low Reynolds numbers. J. Exp. Biol. 192, pp. 179–206.
- Dickinson, M. H. and Götz, K. G. (1993) Unsteady aerodynamic performance of model wings at low Reynolds numbers. J. Exp. Biol. 174, pp. 45–64.
- Dickinson, M. H., Lehmann, F.-O. and Sane, S. P. (1999) Wing rotation and the aerodynamic basis of insect flight. Science 284, pp. 1954–1960.
- Ellington C. P. (1999) The novel aerodynamics of insect flight: Applications to micro air vehicles. J. Exp. Biol. 202, pp. 3439–3448.
- Ellington, C. P. (1984) The aerodynamics of hovering insect flight. III. Kinematics. Phil. Trans. R. Soc. Lond. B 305, 41–78.

- Ellington, C. P., van den Berg, C., Willmont, A. P. and Thomas, A. L. R. (1996) Leading edge vortices in insect flight. *Nature* 348, pp. 626 -630.
- Filmtitel: „Nachbarn der Wolken - mit Zwerggänsen unterwegs“. (2001) Regie: Franck Cuvelier. NDR.
- Filmtitel: „Nomaden der Lüfte“ (2002) Regie: Perrin, J., Cluzaud, J., Michel Debats, M. Kinowelt Home Entertainment/DVD.
- Freymuth, P. (1988) Propulsive Vortical Signature of Plunging and Pitching Airfoils, *AIAA J.* 26 No. 7, pp. 881-883.
- Garrick, I. E. (1936) Propulsion of a flapping and oscillating airfoil. *NACA TR* 567.
- Gerontakos P., Lee T. (2006) Near-field tip vortex behind a swept wing model. *Experiments in Fluids*. Vol. 40, pp. 141-155.
- Gewecke, M. and Woike, M. (1978) Breast feathers as an air-current sense organ for the control of Flight Behaviour In A Songbird (*Carduelis Spinus*). *Z. Tierpsychol.* 47, pp. 293–298.
- Graham, R. R. (1930a) Safety Devices In The Wings Of Birds. *Brit. Birds* 24, pp. 2–21.
- Graham, R. R. (1930b) Safety Devices In The Wings Of Birds. *Brit. Birds* 24, pp. 34–47.
- Graham, R. R. (1930c) Safety Devices In The Wings Of Birds. *Brit. Birds* 24, pp. 58–65.
- Grömping, H-W., www.naturschule.com
- Hedenström, A. and Liechti, F. (2001) Field estimates of body drag coefficient on the basis of dives in passerine birds. – *J. Exp. Biol.* 204, pp. 1167–1175.
- Hedrick, T. L., Tobalske, B. W. and Biewener, A. A. (2002) Estimates of circulation and gait change based on a three-dimensional kinematic analysis of flight in cockatiels (*Nymphicus hollandicus*) and ringed turtle-doves (*Streptopelia risoria*). *J. Exp. Biol.* 205, pp. 1389-1409.
- Herzog, K. (1968) *Anatomie und Flugbiologie der Vögel*. Stuttgart: Gustav Fischer, Jena: VEB Gustav Fischer.
- Ifju, P., Jenkins, D., Ettinger, S., Lian, Y., Shyy, W. and Waszak, M. (2002) Flexible Wing-Based Micro Air Vehicles, *AIAA 40th Aerospace Sciences Meeting & Exhibit*, Paper No. 2002-0705.
- Jones, K.D., Dohring, C.M. and Platzer, M.F. (1998) An Experimental and Computational Investigation Of the Knoller-Betz Effect. *AIAA Journal* Vol. 36, No. 7, 1998, pp. 1240-1246.
- Jones, K. D., Lund, T. C., and Platzer, M. F. (2000) Experimental and computational investigation of flapping-wing propulsion for micro-air vehicles. In *Proceedings Conference on Fixed, Flapping and Rotary Wing Vehicles at Very Low Reynolds Numbers*, June 2000, pp. 421-445. University of Notre Dame, Indiana.
- Jones, K. D., and Platzer, M. F. (1997) Numerical computation of flapping-wing propulsion and power extraction. *AIAA Paper* 97–0826.

- Jones, K. D., and Platzer, M. F. (1998) On the prediction of dynamic stall onset on airfoils in low speed flow. Proceedings of the 8th International Symposium on Unsteady Aerodynamics and Aeroelasticity of Turbomachines, Ed. T. H. Fransson, Kluwer Academic Publications, Dordrecht, The Netherlands, pp. 797-812.
- Jones, K. D., and Platzer, M. F. (1999) An experimental and numerical investigation of flapping-wing propulsion. AIAA Paper 99-0995.
- Jones, K. D., and Platzer, M. F. (2000) Flapping-wing propulsion for a micro air vehicle. AIAA Paper 2000-0897.
- Knoller, R. (1909) Die Gesetze des Luftwiderstandes. Flug- und Motortechnik (Wien), 3, No. 21, pp. 1-7.
- Koochesfahani MM, (1989) Vortical Patterns in the Wake of an Oscillating Airfoil, AIAA Journal, 27(9), pp. 1200-1205.
- Küssner, H. G. (1936) Zusammenfassender Bericht über den instationären Auftrieb von Flügeln. Luftfahrtforschung 13, 410-424.
- Lee, L. and Lee, T. (2006) Oscillating-wing tip vortex with passive short-span trailing-edge strip. Journal of Aircraft, Vol. 43, No. 3, pp. 723-731.
- Lehmann, F-O. (2004) The mechanisms of lift enhancement in insect flight, Naturwissenschaften, Volume 91, Number 3, pp. 101-122(22), Springer.
- Lehmann, F-O., Sane, S.P. And M.H. Dickinson (2005) The Aerodynamic Effects Of Wing-Wing Interaction In Flapping Insect Wings. J. Exp. Biol. 208. pp. 3075-3092.
- Lilienthal, O. (1889) Der Vogelflug als Grundlage der Fliegekunst. Berlin: R. Gaertner; München: Oldenbourg.
- Liu, H., Ellington, C. P., Kawachi, C., van den Berg, C. and Willmott, A. P. (1998) A computational fluid dynamic study of hawkmoth hovering. J. Exp. Biol. 201, pp. 461-477.
- Luttges, M. (1989) Accomplished insect fliers. In Frontiers In Experimental Fluid Mechanics (ed. M. Gad-el-Hak), Berlin: Springer, pp. 429-456.
- Maxworthy, T. (1979) Experiments on the Weis-Fogh mechanism of lift generation by insects in hovering flight. Part 1. Dynamics of the 'fling'. J. Fluid Mech. 93, pp. 47-63.
- McCroskey WJ. (1982) Unsteady Airfoils. in Ann. Rev. Fluid Mech., Vol. 14, pp. 285-311.
- McCroskey, WJ, (1981) The Phenomenon of Dynamic Stall. NASA TM-81264.
- Meseguer, J.; Franchini, S.; Pérez-Grande, I.; Sanz, J. L. (2005) On the aerodynamics of leading-edge high-lift devices of avian wings : Proceedings of the I MECH E Part G Journal of Aerospace Engineering, Volume 219, Number 1, February 2005, pp. 63-68.
- Nachtigall, W., (1966) Die Kinematik der Schlagflügelbewegungen von Dipteren. Methodische und analytische Grundlagen zur Biophysik des Insektenfluges. Z. vergl. Physiol. 52, pp. 155-211.
- Nachtigall, W., And Kempf, B. (1971) Vergleichende Untersuchungen Zur Flugbiologischen Funktion des Daumenfittichs (Alula spuria) bei Vögeln. Z. vergl. Physiol. 71, pp. 326-341.

- Nachtigall, W., (1977) Zur Bedeutung der Reynoldszahl und der damit zusammenhängenden strömungsmechanischen Phänomene in der Schwimmphysiologie und Flugbiophysik. In: W. Nachtigall (Hrsg.): Physiology of movement- Biomechanics. Bewegungsphysiologie - Biomechanik. Fortschritte der Zoologie, Bd. 24. Stuttgart, New York, pp. 13-56.
- Nachtigall, W., (1979) Quick changes in beating and twisting movements of oscillating fly wings and their possible role in generation of instationary aerodynamic forces. J. Comp. Physiol. A 133, pp. 351-355.
- Nachtigall, W., (1985) Warum die Vögel fliegen. Hamburg: Rasch & Röhring.
- Neef, M. F. and Hummel, D. (2000) Euler solutions for a finite-span flapping wing. In: Th. J. Mueller (Ed.): Proceedings of the conference "Fixed, flapping and rotary wing vehicles at very low Reynolds numbers". University of Notre Dame, Notre Dame, Indiana, USA, June 5-7, 2000, pp. 75-99.
- Neef, M.F. (2002) Analyse des Schlagfluges durch numerische Strömungsberechnung. Dissertation Technische Universität Braunschweig.
- Patone, G. und Müller, W. (1996) Aeroflexible Oberflächenklappen als "Rückstrombremsen" nach dem Vorbild der Deckfedern des Vogelflügels. Technische Universität Berlin Technical Report TR-96-05
- Pennycuik, C. (1996) Wingbeat frequency of birds in steady cruising flight: new data and improved predictions. J. Exp. Biol. 199, pp. 1613-1618.
- Pennycuik, C. J. (1968) Power requirements for horizontal flight in the pigeon *Columba livia*. J. Exp. Biol. 49, 527-555.
- Pennycuik, C. J. (1988) On the reconstruction of pterosaurs and their manner of flight, with notes on vortex wakes. Biol. Rev. 63, pp. 209-231.
- Pennycuik, C. J. (1989) Bird Flight Performance: A Practical Calculation Manual. Oxford: Oxford University Press.
- Pennycuik, C. J., Heine C.E., Kirkpatrick S.J., Fuller M. (1992) The Profile Drag of a Hawk's Wing Measured by Wake Sampling in a Wind Tunnel. J. Exp. Biol. 165, pp. 1-19.
- Pennycuik, C. J., Klaassen, M., Kvist, A. and Lindstrom, A. K. (1996) Wingbeat frequency and the body drag anomaly: wind-tunnel observations on a thrush nightingale (*Luscinia luscinia*) and a teal (*Anas crecca*). J. Exp. Biol. 199, pp. 2757-2765.
- Post, M. (2004) Plasma actuators for separation control on stationary and oscillating wings. Ph.D Dissertation, University of Notre Dame.
- Radespiel, R., Windte J., and Scholz, U. (2006) Numerical and Experimental Flow Analysis of Moving Airfoils with Laminar Separation Bubbles. Invited Lecture at 44th AIAA Aerospace Science Meeting and Exhibit, Reno, 9-12 Jan. 2006. AIAA-2006-0501, 2006 Accepted for publication in AIAA Journal 2006.
- Raffel, M., Willert, C. and Kompenhans, J. (1998) Particle image velocimetry. Springer, Berlin.
- Ramamurti, R. and Sandberg, W. C. (2002) A three-dimensional study of the aerodynamic mechanisms of insect flight. J. Exp. Biol. 205, pp. 1507-1518.
- Rayner J. (1999) Estimating power curves of flying vertebrates J Exp Biol 202, pp. 3449-3461

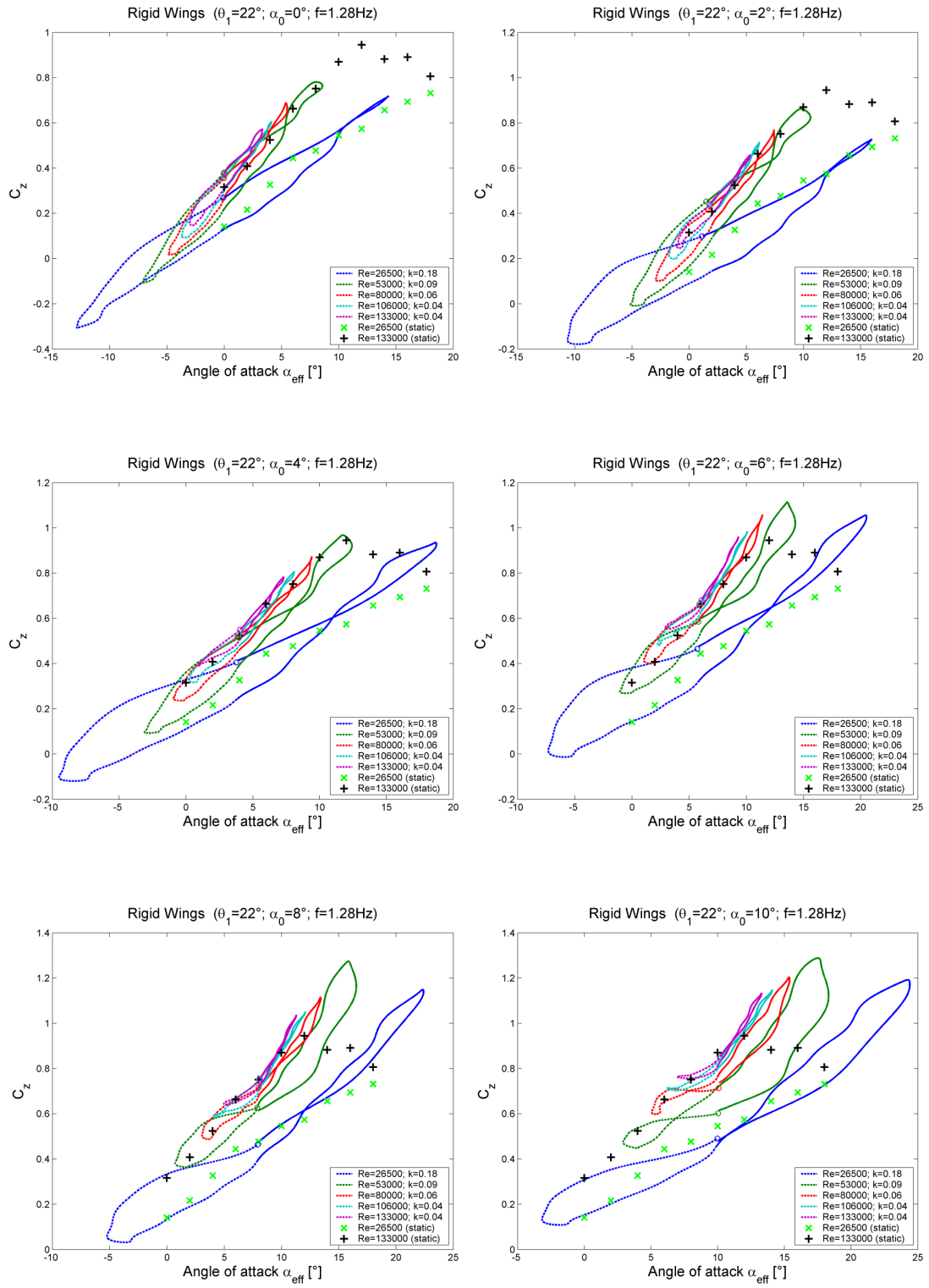
- Rayner, J. M. V., and Gordon, R. (1998) Visualization and modelling of the wakes of flying birds. In: Biona Report. 13, Motion Systems, ed. Blickhan, R., Wisser, A. & Nachtigall, W., pp. 165–173. Jena: Gustav Fischer Verlag.
- Reavis, M. A. and Luttges, M. W. (1988) Aerodynamic forces produced by a dragonfly. AIAA Paper 88-0330.
- Rennich, S. C., and Lele S. K. (1999) A method for accelerating the destruction of aircraft wake vortices. J. Aircraft Vol. 36, pp. 398–407.
- Runge F. (2001) Windkanäle des Fachgebietes Strömungslehre und Aerodynamik. Übersicht mit kurzer Beschreibung. Betriebsinternes Dokument über die Windkanäle am Fachgebiet Strömungslehre und Aerodynamik der TU Darmstadt.
- Rüppell, G. (1975) Der Vogelflug. München: Kinder.
- Sane, S. P. and Dickinson, M. H. (2002) The aerodynamic effects of wing rotation and a revised quasi-steady model of flapping flight. J. Exp. Biol. 205, pp. 1087-1096.
- Sane, S.P., (2003), Review: The aerodynamics of insect flight, J. Exp. Biol., 206, pp. 4191-4208.
- Schlichting, H. and Truckenbrodt, E. (1960) Aerodynamik des Flugzeuges, Band 2, Springer.
- Send, W. (1986) The Prediction of Lift Inferred from Downstream Vorticity Measurement. Proceedings of the 15th ZCAS Congress, Paper 1.9.1, London, England.
- Send, W. (1988) Downstream Vorticity Measurements from Ultrasonic Pulses. J. Aircraft. Vol. 25, No. 11, pp. 993-994.
- Send, W. (1992) The mean power of forces and moments in unsteady aerodynamics. ZAMM 72, pp. 113-132.
- Send, W. (1996) Der Mechanismus des Schwingenflugs. Vortrag der Frühjahrestagung, Jena 1996, Didaktik der Physik, Vorträge, Physikertagung 1996, Jena.
- Somps, C. and Luttges, M. (1985) Dragonfly flight – novel uses of unsteady separated flows. Science 228, pp. 1326-1329.
- Sparlat PR (1998) Airplane trailing vortices. Ann. Rev. Fluid Mech. 30, pp. 107-138.
- Spedding, G. R. (1986) The wake of a jackdaw (*Corvus monedula*) in slow flight. J. exp. Biol. 125, pp. 287–307.
- Spedding, G. R. (1987a) The wake of a kestrel (*Falco tinnunculus*) in gliding flight. J. exp. Biol. 127, pp. 45–57.
- Spedding, G. R. (1987b) The wake of a kestrel (*Falco tinnunculus*) in flapping flight. J. exp. Biol. 127, pp. 59–78.
- Spedding, G. R. , Rosén, M. and Hedenström A. (2003) A family of vortex wakes generated by a thrush nightingale in free flight in a wind tunnel over its entire natural range of flight speeds. J. Exp. Biol. 206, pp. 2313-2344.
- Spedding, G. R. and Maxworthy, T. (1986) The generation of circulation and lift in a rigid two-dimensional fling. J. Fluid. Mech. 165, pp. 247-272.

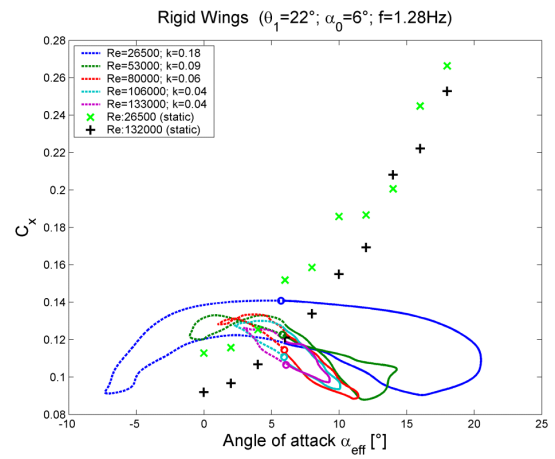
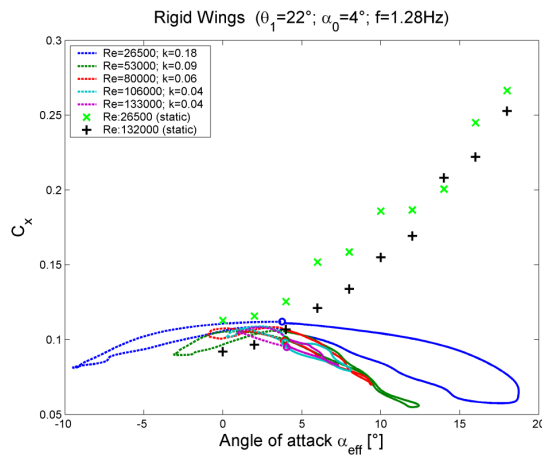
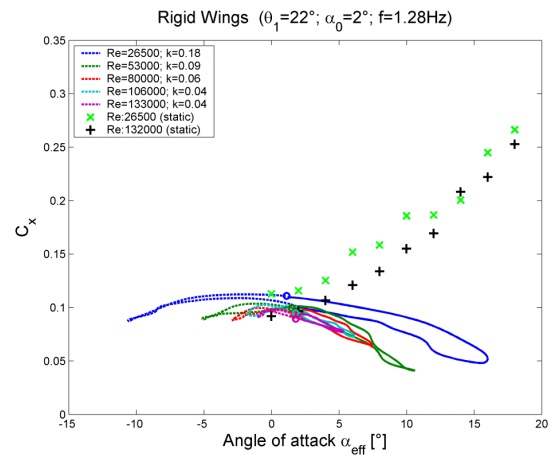
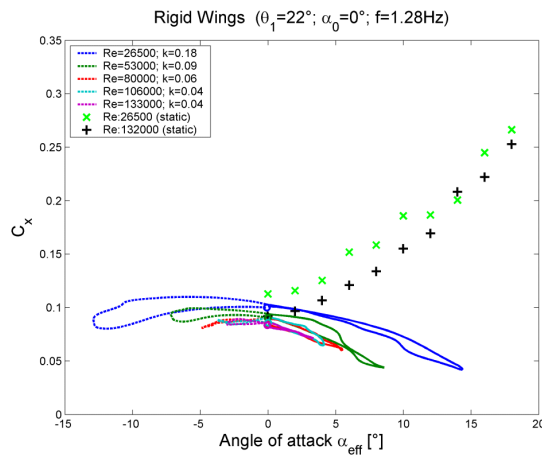
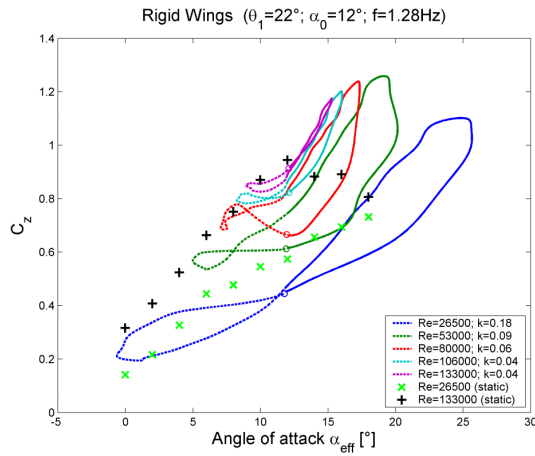
- Spurk, J. (1960) Das Strömungsbild um einen schwingenden ebenen Tragflügel. Bericht 60J10, Aero Versuchsanstalt, Göttingen.
- Srygley, R. B. and Thomas, A. L. R. (2002) Unconventional lift-generating mechanisms in free-flying butterflies. *Nature* 420, pp. 660-664.
- Stache, M. und Rechenberg, I. (2006) Verminderung des induzierten Strömungswiderstandes nach dem Vorbild der Natur. <http://www.bionik.tu-berlin.de/user/michaels/projekt.html>
- Stamhuis, E. J. and Nauwelaerts, S. (2005) Propulsive force calculations in swimming frogs II. Application of a vortex ring model to DPIV data. *J. Exp. Biol* 208, pp. 1445-1451.
- Sun, M. and Tang, J. (2002) Unsteady aerodynamic force generation by a model fruit fly wing in flapping motion. *J. Exp. Biol.* 205, pp. 55-70.
- Terres, J. K. (1968) *How Birds Fly: Under the Water and Through the Air*. Hawthorn Books, Inc., New York, USA.
- Theodorsen, T. (1935) General theory of aerodynamic instability and the mechanism of Flutter. NACA TR 496.
- Tobalske, B. W. (1995) Neuromuscular Control and Kinematics of Intermittent Flight in the European Starling (*Sturnus Vulgaris*). *J Exp. Biol.* 198, pp. 1259–1273.
- Tobalske, B. W. and Dial, K. P. (1996) Flight Kinematics of Black-Billed Magpies and Pigeons over a wide Range of Speeds. *J Exp. Biol.* 199, pp. 263–280.
- Tobalske, B. W. and Dial, K. P. (2000) Effects of Body Size on Take-Off Flight Performance in the Phasianidae (Aves), *J Exp. Biol.* 203, pp. 3319–3332.
- Tobalske, B. W., Peacock, W. L. and Dial K. P. (1999) Kinematics of Flap-Bounding Flight in the Zebra Finch over a wide Range Of Speeds. *J Exp. Biol.* 202, pp. 1725–1739.
- Tytell, E. D. and Lauder G. V. (2004) The hydrodynamics of eel swimming: I. Wake structure. *J. Exp. Biol.* 207 pp. 1825-1841.
- Usherwood, J. R. and Ellington, C. P. (2002) The aerodynamics of revolving wings I. Model hawkmoth wings. *J. Exp. Biol.* 205, pp. 1547-1564.
- van den Berg, C. and Ellington, C. P. (1997a) The three-dimensional leading-edge vortex of a 'hovering' model hawkmoth. *Phil. Trans. R. Soc. Lond. B* 352.
- van den Berg, C. and Ellington, C. P. (1997b) The vortex wake of a 'hovering' model hawkmoth. *Phil. Trans. R. Soc. Lond. B* 352, pp. 317 -328.
- van Oudheusden, B. W., Scarano, F., Roosenboom, E. W.M., Casimiri, E. W.F., Souverein L. J. (2006) Evaluation of integral forces and pressure fields from planar velocimetry data for incompressible and compressible flows. 13th Int Symp on Applications of Laser Techniques to Fluid Mechanics, Lisbon, 2006. (Experiments in Fluids , in press).
- Videler J.J., Stamhuis E.J., David G., Povel E. (2004) Leading-Edge Vortex Lifts Swifts, *Science* 306, pp. 1960-1962.
- Visbal, M. R. and Shang, J. S. (1989) Investigation of the flow structure around a rapidly pitching airfoil, *AIAA Journal*, 27, No.8, pp. 1044.
- von Holst, E. (1943) Über 'künstliche Vögel' als Mittel zum Studium des Vogelflugs. *J. Orn.*, Lpz. 91, pp. 406–447.

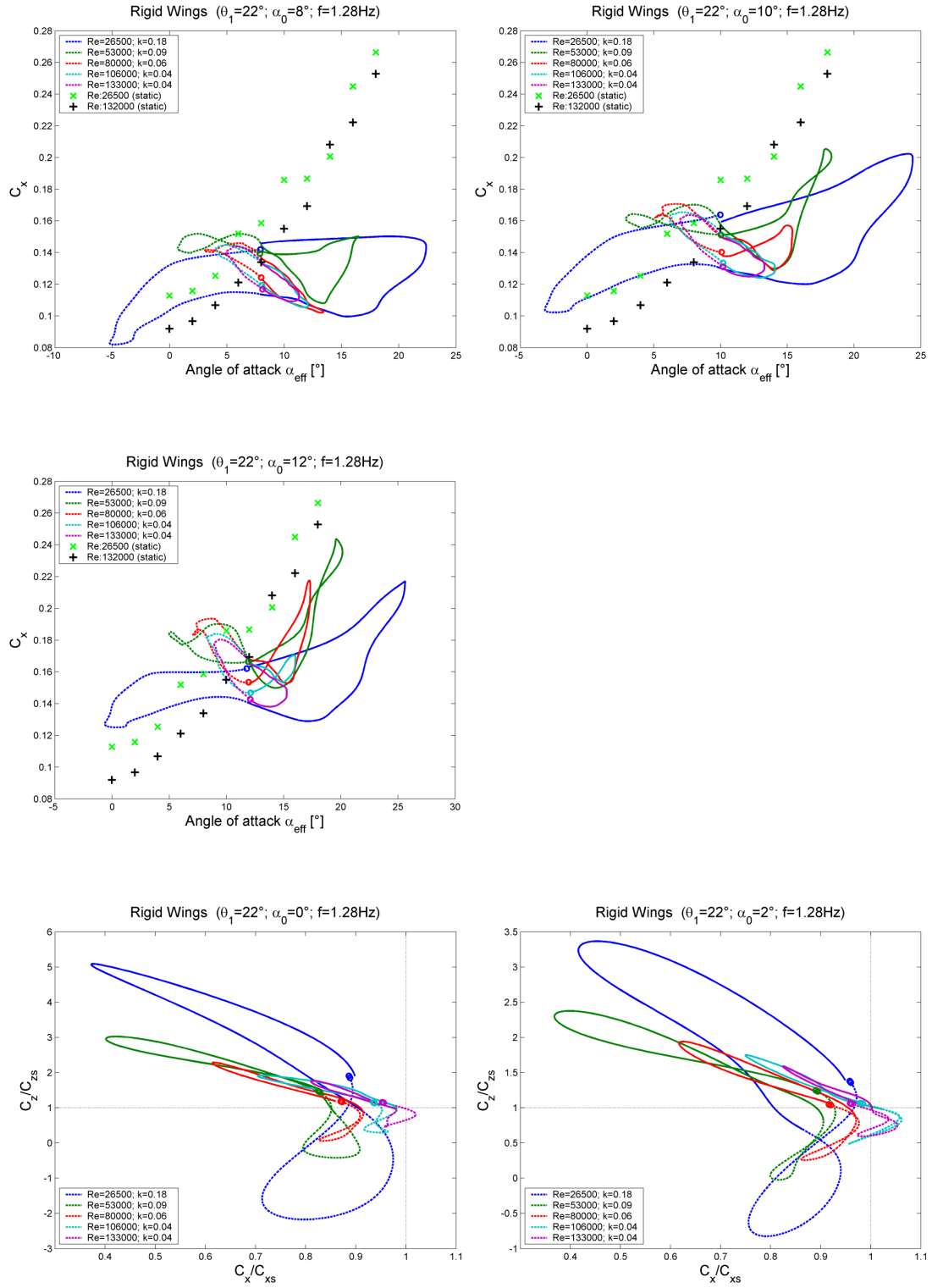
- von Holst, E. (1947) Vom Rätsel des Vogelfluges. Kosmos 43, pp. 243–247.
- von Holst, E. (1948) Von Flug der Tiere und vom Menschenflug der Zukunft. Schr. Univ. Heidelberg. 3, pp. 95–112.
- von Holst, E. (1951) Prinzipien des Tierflugs und ihre technische Bedeutung. Fra Fys. Verd. 13, pp. 53–68.
- von Holst, E. and Küchemann, D. (1941) Biologische und aerodynamische Probleme des Tierfluges. Naturwissenschaften 29, pp. 348–362.
- von Kármán, T. & Burgers, J. M. (1935) General aerodynamic theory – perfect fluids. In Aerodynamic theory, vol. IIE, ed. W. F. Durand. Berlin: Springer.
- Walker, J. A. (2002) Rotational lift: something different or more of the same? J. Exp. Biol. 205, pp. 3783–3792
- Wang Z. J., (2001) Unsteady Aerodynamics of Insect Flight, Computational Modeling in Biological Fluid Dynamics, IMA Volumes in Mathematics and its Applications, Springer 2001.
- Wang Z. J., Birch J., Dickinson M.H., (2004) Unsteady forces and flows in low Reynolds number hovering flight: two-dimensional computations vs robotic wing experiments, J. Expr. Bio. 207, 449-460.
- Wang, Z. J. (2000a) Shedding and frequency selection in flapping flight. J. Fluid. Mech. 410, pp. 323-341.
- Wang, Z. J. (2000b) Two dimensional mechanism for insect hovering. Phys. Rev. Lett. 85, pp. 2216-2218.
- Warrick, D. R., Tobalske, B. W., Powers, D. R. (2005) Letter: Aerodynamics of the hovering hummingbird. Nature 435, pp. 1094-1097.
- Weis-Fogh, T. (1973) Quick estimates of flight fitness in hovering animals, including novel mechanisms for lift production. J. Exp. Biol. 59, pp. 169–230.
- Weis-Fogh, T. (1975) Unusual mechanisms for the generation of lift in flying animals. Sci. Am. 233, pp. 80-87.
- Wilkin, P. J. and Williams, M. H. (1993) Comparison of the instantaneous aerodynamic forces on a sphingid moth with those predicted by quasi-steady aerodynamic theory. Physiol. Zool. 66, pp. 1015-1044.
- Willmott, A. P., Ellington, C. P. and Thomas, A. L. R. (1997) Flow visualization and unsteady aerodynamics in the flight of the hawkmoth *Manduca sexta*. Phil. Trans. R. Soc. Lond. B 352, pp. 303–316.
- Windte, J., Radespiel, R., Neef, M. (2005) Aerodynamic Analysis of Flapping Airfoil Propulsion at Low Reynolds Numbers. In: MEGAFLOW – Numerical Flow Simulation for Aircraft Design. Notes on Numerical Fluid Mechanics and Multidisciplinary Design, Vol. 89, Springer Verlag, pp. 299-313.
- Windte, J., Scholz, U., Radespiel, R. (2006) Validation of RANS-Simulation of Laminar Separation Bubbles on Airfoils. Aerospace Science and Technology, Vol. 10, No 6, pp. 484-494.

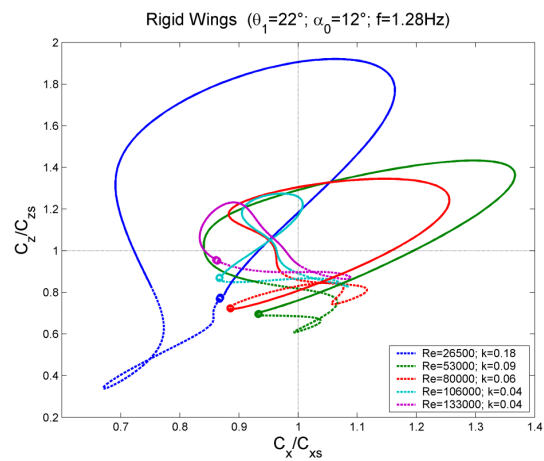
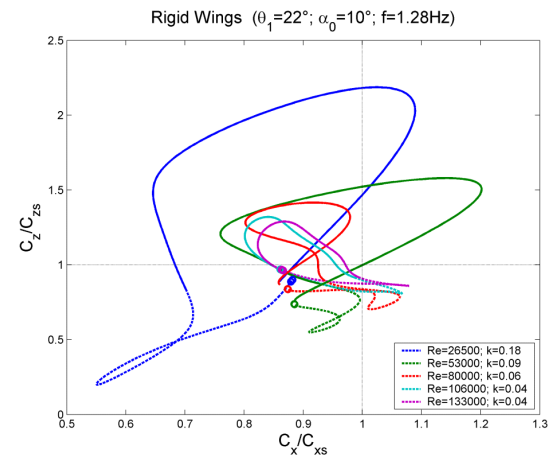
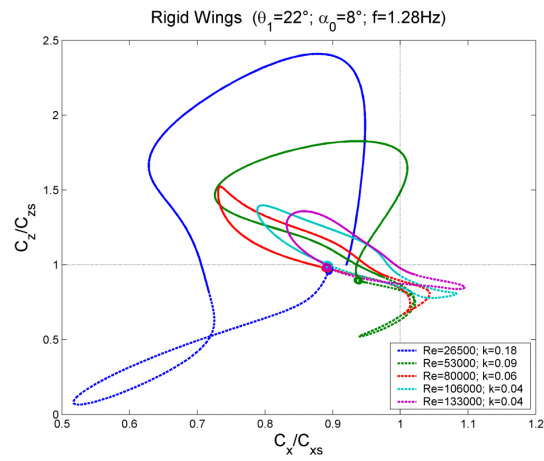
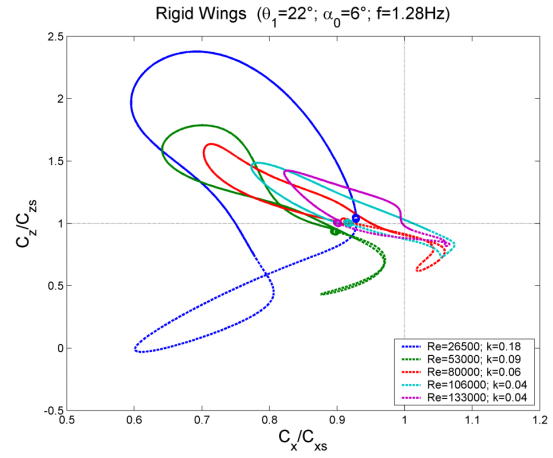
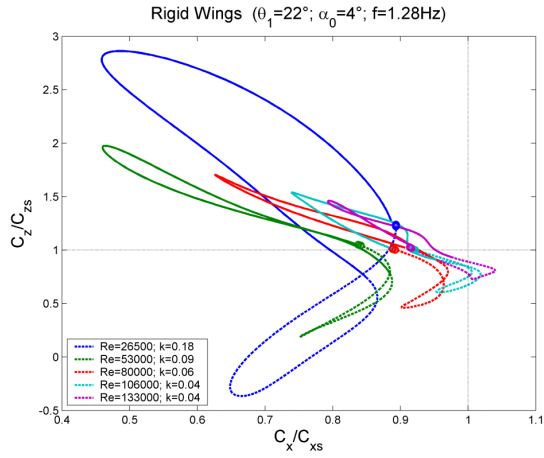
- Withers P C 1981 An aerodynamic analysis of bird wings as fixed aerofoils; J. Exp. Biol. 90 pp. 143–162.
- Zanker, J. M. and Gotz, K. G. (1990) The wing beat of *Drosophila melanogaster* II. Dynamics. Phil. Trans. R. Soc. Lond. B 327,19-44.
- Zarnack W. (1969) Kinematik der Flügelbewegungen bei *Locusta migratoria* L. Dissertation, Universität München.
- Zarnack W. (1975) Aerodynamic forces and their calculation in insect flight. In: Wu ThYT, Brokaw ChJ, Brennen Ch (eds) Symposium on swimming and flying in nature. Plenum Press, New York London. vol. 2, pp. 797– 801.
- Zarnack W. (1997) Kinematik und Aerodynamik des Heuschreckenflugs. In: Wisser A et al. (eds) Lokomotion in Fluiden. Biona report, Vol. 11, pp.173-200, Gustav Fischer.
- Zarnack, W. (1978) A transducer recording continuously 3-dimensional rotations of biological objects. J Comp Physiol 126, pp. 161-168.

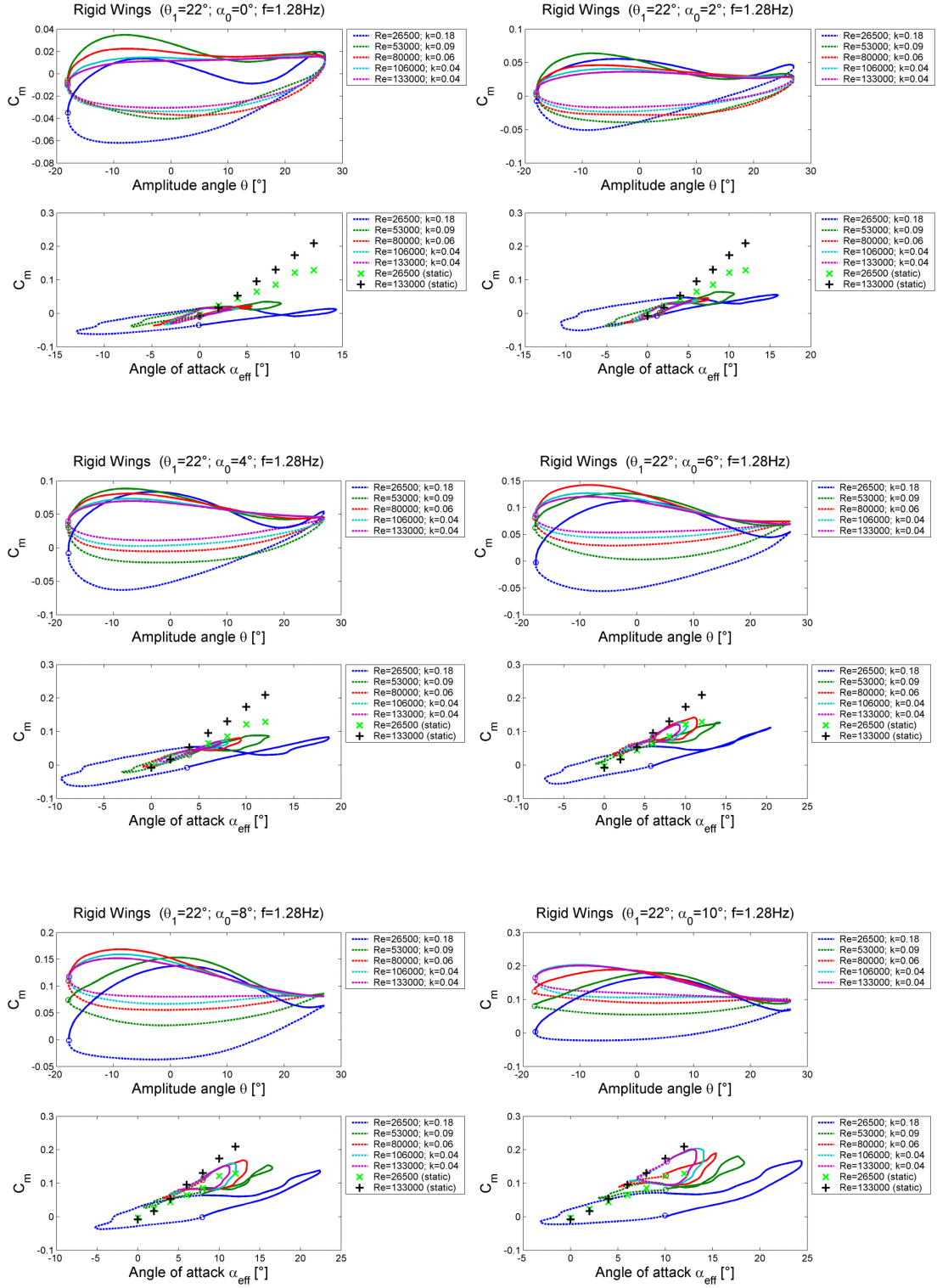
7 Anhang

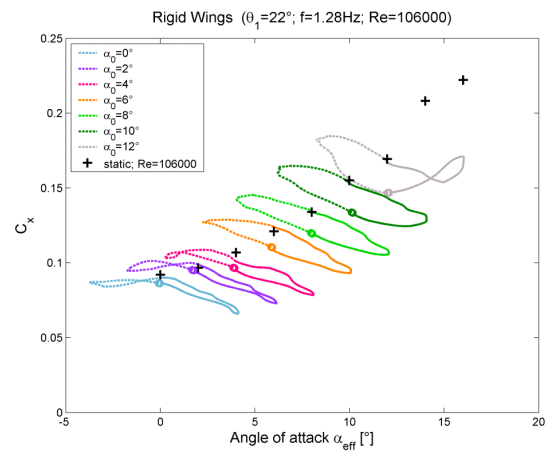
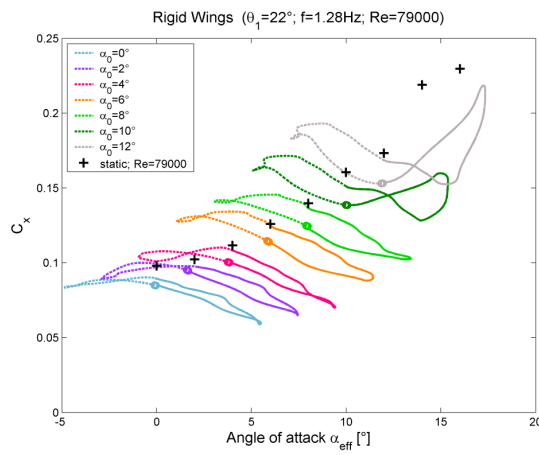
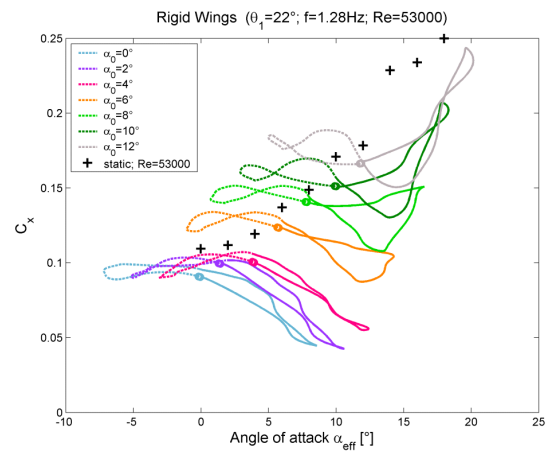
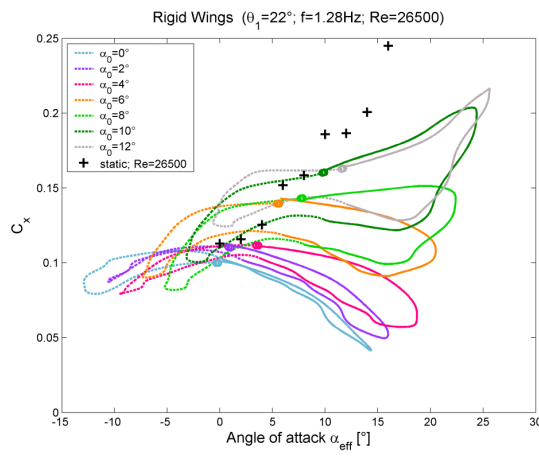
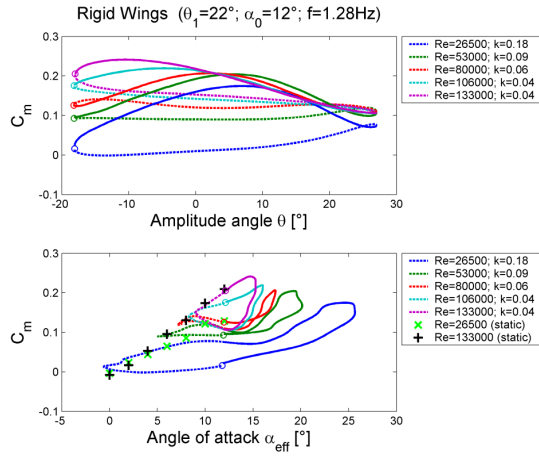


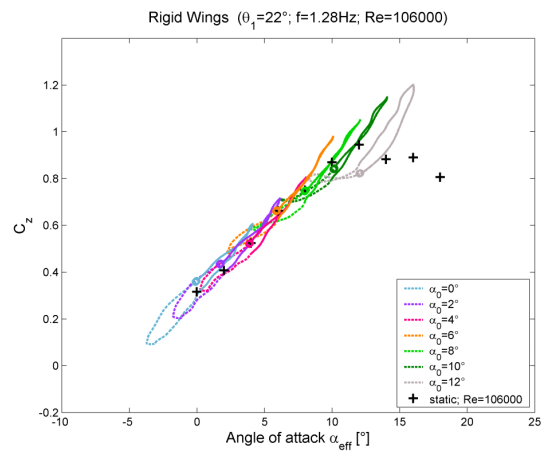
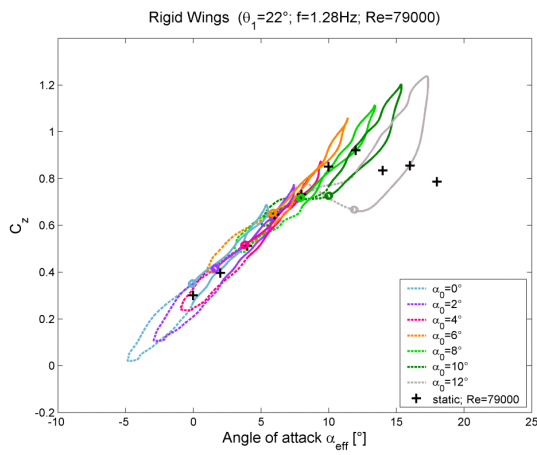
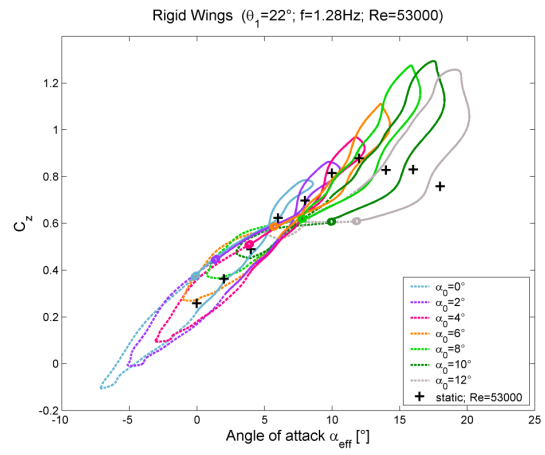
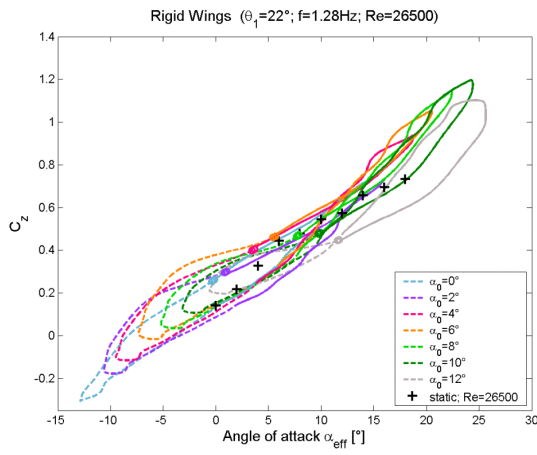
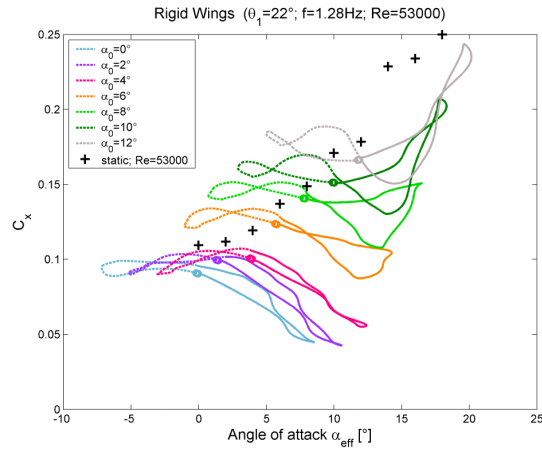


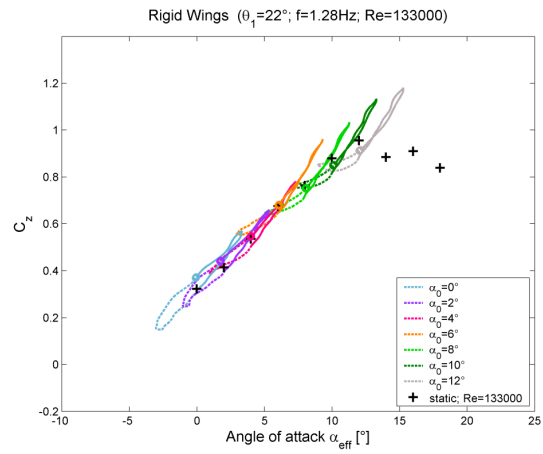












Wissenschaftlicher Werdegang

Schule

1981-1985	Grundschule Lautzkirchen
1985–1994	Von-der-Leyen-Gymnasium Blieskastel
1994	Abitur

Studium

1994-2000	Biologiestudium an der Universität des Saarlandes, Saarbrücken
1996	Vordiplom Biologie
1998	Studienarbeit Bionik
2000	Diplomarbeit Bionik
2000	Abschluss als Diplom Biologin

Praktikum

1998	Benetton Formula Ltd., Enstone GB
1999	Ferrari, Maranello, Italien

Nebentätigkeit

1997-2005 Nebentätigkeit bei der Firma 4H-Jena Engineering, Mühlenstraße 126, 07745 Jena (Büro Blieskastel), Arbeitsgebiet Windkanalwartungen

Promotion

2001-2006	wissenschaftliche Mitarbeiterin am Fachgebiet Strömungslehre und Aerodynamik der TU Darmstadt
2006	Abschluss der Dissertation

Eigene Publikationen

- Eder, S., Hubel, T. und Tropea, C. (2002) Lernen von der Natur - Vogel und Insektenflug, Thema Forschung 2/2002, TUD.
- Hubel, T. und Tropea, C. (2002) Untersuchungen zur instationären Aerodynamik an einem flügelschlagenden Modell, BIONA-report 16, Akad. Wiss. Lit., Mainz, GTBB, Saarbrücken.
- Hubel, T. und Tropea, C. (2004) Aerodynamics and wake structures of a flapping wing model. Comparative Biochemistry and Physiology, Vol 137.
- Hubel, T. und Tropea, C. (2004) Aerodynamics and wake structure of flapping wings. Fortschritt-Berichte VDI, Reihe 15, Nr. 249, VDI-Verlag, Düsseldorf.
- Hubel, T. und Tropea, C. (2004) Wirbelbildung hinter schlagenden Tragflächen, Bionik - Aktuelle Forschungsergebnisse in Natur-, Ingenieur- und Geisteswissenschaft, Hrsg. Rossmann, T.; Tropea, C.
- Hubel, T. und Tropea, C. (2005) Flow visualization and force measurements on a flapping wing model, SEBatBarcelona, 2005 11-15 July.
- Hubel, T. und Tropea, C. (2005) Untersuchungen zur instationären Aerodynamik an einem flügelschlagenden Vogelmodell. 12.STAB-Workshop, Göttingen, November 2005.
- Hubel T, Tropea C, (2006) Experimental investigation of a flapping wing model: some challenges from unsteady aerodynamics. Proceedings of the 12th International Symposium on Flow Visualization, Göttingen, September 10-14, 2006.

Im Rahmen der Arbeit entstandene Diplom-, Studien und Forschungsarbeiten.

- Rigobert, J. (2002) PIV Messungen im Windkanal – Integration der Messtechnik in den Kanal, konstruktive Studienarbeit am Fachgebiet Strömungslehre und Aerodynamik, TU Darmstadt.
- Kost, M. (2004) Randwirbeldetektion und Analyse an einem flügelschlagenden Modell im Windkanal. Studienarbeit am Fachgebiet Strömungslehre und Aerodynamik, TU Darmstadt.
- Proppe, A. (2006) Bestimmung der Flügelverformung an einem Vogelmodell im Windkanal, Master Thesis am Fachgebiet Strömungslehre und Aerodynamik, TU Darmstadt.
- Thielicke, W. (2006) Vorderkantenwirbel beim Schlagflug der Vögel. Forschungspraktikum im Fachbereich Biologie der TU Darmstadt.

Eidesstattliche Erklärung

Ich erkläre hiermit an Eides statt, dass ich die vorliegende Dissertation selbständig und nur mit den angegebenen Hilfsmitteln angefertigt habe. Ich habe bisher noch keinen Promotionsversuch unternommen.

Darmstadt, den _____

Unterschrift